

Pedro Luís Teixeira Sanhudo e Zarcos Palma

Relatório de estágio para obtenção do grau de Mestre em
Engenharia Industrial
Ramo de Engenharia Mecânica

Outubro 2009

Dedicatória

Aos meus pais e aos meus irmãos pelo esforço, tolerância e pelo humor.

Aos meus amigos.

A todos aqueles que trabalharam comigo ao longo deste estágio na empresa.

À equipa da Geci – Toulouse e Sky Aircraft onde estagiar foi um privilégio.

Agradecimentos

Por razões que se prendem com o percurso deste estágio, o meu reconhecimento:

Ao Engenheiro Aurélio Lima Araújo pela competência, disponibilidade, empenho, paciência, simpatia e rigor

Ao Engenheiro Steve Fortune, da GECI pela competência, apoio, disponibilidade, paciência, simpatia e rigor.

Ao Engenheiro Bernard Guibert, da GECI pela competência, apoio, disponibilidade, paciência, simpatia e rigor.

Ao Engenheiro Jean-Marc Michel, da GECI pela competência, apoio, disponibilidade, paciência, simpatia e rigor.

Resumo

O presente relatório é referente ao estágio profissional realizado na empresa GECI INTERNACIONAL, descrevendo o trabalho efectuado durante o estágio profissional que teve uma duração de sete meses e meio. A informação, nele contida, é de natureza prática e objectiva.

O trabalho desenvolvido ao longo deste estágio teve como alvo uma aeronave bimotora “Skylander SK105”. Toda a informação descrita é referente ao trabalho desenvolvido/realizado no projecto da aeronave em conjunto com as equipas da GECI SYSTEMS e Sky Aircraft, fazendo dele parte todo o trabalho de design e de cálculo realizado para os componentes alvo de estudo e também todas as alterações propostas aos projectos iniciais assim como a justificação dessas opções.

O desenvolvimento dos objectivos ao longo do relatório está dividido em capítulos, nestes estão: os tópicos definindo assim as várias fases ou alterações que foram propostas para cada componente.

Como se constatará ao longo deste relatório, esta experiência foi bastante enriquecedora, quer do ponto de vista profissional quer pessoal.

Índice

Resumo	9
I –Introdução.....	11
II- Objectivos.....	13
III- Apresentação Geci Internacional.....	14
Apresentação Geci Toulouse.....	17
Apresentação Sky Aircraft.....	19
Capítulo1-“Concept Management”.....	20
1.1-Regras gerais e plano de gestão.....	22
1.2-Análise de estruturas de trabalho.....	24
1.3-Organização do projecto.....	26
1.4-Projecto, Planeamento e Manufactura.....	27
1.5-Controlo de Projecto.....	30
1.6-Configuração da Gestão.....	32
1.7-Perfomance, Gestão e Fiabilidade.....	33
1.8-Integração do Suporte Logístico.....	34
1.9-Garantia e Qualidade	35
1.10-Documentação e intercâmbio de dados de Gestão.....	36
1.11-Identificação e enquadramento do estagiário na pirâmide do “Concept Management”	37
Capítulo 2-Struts “Trade Off” Architecture.....	39
2.1-Introdução “Trade Off”.....	39
2.2-Comparação das arquitecturas da “Base line” e do “Trade Off”.....	40
2.3-Método de extracção dos resultados pelo Método do Elementos Finitos.....	45
2.4-Cálculo das geometrias.....	48
2.5-Material.....	52
2.6-Método numérico baseado no ECM “Engineering Coordination Memo” numericamente admissível.....	53
2.7-N,T,M como método de cálculo da tensão.....	57
2.8-Cálculo da tensão e do fluxo.....	57
2.9-Margem de segurança	58
2.10-Criterion Von Mises	61
Capítulo3- Windshield	62
3.1- Análise do impacto de aves no pára-brisas frontal do “Skylander SK 105”.....	64
3.2-Método de cálculo proposto para a obtenção da pressão do impacto, causada pelo choque entre a ave e o pára-brisas	65
3.3- Análise dos elementos.....	69
3.4-Análise dos nós.....	72
3.5-Cálculo para o dimensionamento dos vidros.....	76
3.6-Análise da tensão, compressão e deflexão nos vidros.....	78
3.7-Design da estrutura do pára-brisas frontal.....	79
3.8-Conclusão	87

Capítulo 4-Tail.....	88
4.1-Introdução “Tail” (Cauda).....	88
4.2-Análise da estrutura da cauda do “Skylander SK 105”.....	89
4.3-Método de cálculo.....	92
4.4-Conclusão.....	100
Conclusão Final.....	101
Bibliografia.....	102
Anexos	
Anexo I.....	104
Anexo II.....	110
Anexo III.....	115

Índice das Figuras

III- Apresentação Geci Internacional

Fig.III-1 Presença da Geci Internacional a nível mundial.....	14
Fig.III-2- Divisão da estrutura do grupo Geci Internacional	15
Fig.III-3- Delegações, responsáveis e departamentos do grupo Geci Internacional.....	15
Fig.III-4- Perfil e competências do grupo.....	16
Fig.III-5- Campo de actuação da Geci Internacional.....	16
Fig.III-6- Responsáveis e departamentos do grupo Geci Systems Toulouse.....	17
Fig.III-7 Gráficos da percentagem da idade, experiência, área de intervenção e formação dos colaboradores Geci.....	18
Fig.III-8- Antiga Base Militar de Chambley, novas instalações da Sky Aircraft.....	19
Fig.III-9- Identificação das instalações da Sky Aircraft.....	19

Capítulo 1

Fig.1.1- Pirâmide dividida nas dez fases da gestão de projecto.....	21
Fig.1.2- Tabela de exigências.	22
Fig.1.3-Evolução das despesas em ordem o tempo.....	22
Fig.1.4-Esquema das tarefas a realizar pelo método WBS.	24
Fig.1.5-A imagem anterior representa as várias fases do WBS.....	25
Fig.1.6-A figura representa a gestão e cooperação de diferentes departamentos dos projectos de forma ordenada.....	26
Fig.1.7-Diagrama da análise por fases e pontos de control.....	27
Fig.1.8- Esquema usado para representar as várias etapas pelo método do “Life Cicle”.....	27
Fig.1.9- Representação do cronograma de “Project Phasing and Ceckpoint Rule”.....	28
Fig.1.10-Cronograma do método “Life Cycle” com “Project Phasing and Ceckpoint Rule”.....	28
Fig.1.11- Método dos “V” nos vários níveis.....	29
Fig.1.12- A figura pretende representar a interacção entre as diferentes estruturas.....	30
Fig.1.13- Gráfico da evolução do projecto e estado do mesmo.....	30
Fig.1.14- Representa o funcionamento das hierarquias a comunicação entra elas e obrigações ou tarefas.....	31
Fig.1.15- Documentação que deve elaborado ao longo de todo processo.....	32
Fig.1.16- A figura representa o método correcto do balanceamento de ma projecto.....	32
Fig.1.17- Representação do sistema principal e subsistemas associados.....	34
Fig.1.18- Percentagem que cada custo representa no custo total.....	34
Fig.1.19- O quadro a cima representa aplicação do método “V” como apoio o QAP.....	35
Fig.1.20- Tabela dos documentos de gestão de um projecto e divisão por secções.....	36
Fig.1.21- Figura representa os erros devido a falta de uma gestão correcta.	39

Capítulo 2

Fig.2.1- Modelo da “Base Line” á esquerda e modelo de elementos finitos do “Trade Off” á direita.....	39
---	----

Fig.2.2- Pórtico da “Base Line”	40
Fig.2.3-Pórtico proposto para o “Trade Off”	40
Fig.2.4- Conjunto dos três centrais pórtico da “Base Line”.	40
Fig.2.5-Conjunto dos três pórtico propostos para o “Trade Off”	40
Fig.2.6- Asa esquerda da “Base Line”	41
Fig.2.7-Metade da asa esquerda, da proposto para o “Trade Off”	41
Fig.2.8- Estrutura do trem de aterragem da “Base Line”	41
Fig.2.9-Estrutura do trem de aterragem do “Trade Off”	41
Fig.2.10- Ligação da asa a estrutura do principal da “Base Line”.	42
Fig.2.11- Sist. de ligação entre a estrutura e a asa do “Trade Off”	42
Fig.2.12- Conexões entre a asa e a estrutura principal “Base Line”	43
Fig.2.13-Conexção entre o pórtico e a asa “Trade Off”	43
Fig.2.14- Imagem do Skylander “Trade OFF”	43
Fig.2.15- Modelo de elementos finitos da estrutura em análise	45
Fig.2.16- Tipo de elementos que constituem estrutura em análise	45
Fig.2.17- Representação do centro de gravidade de cada elemento da estrutura	45
Fig.2.18- Representação da análise realizada a cada elemento	46
Fig.2.19- A imagem representa a transferência dos dados do elemento para o ponto G	47
Fig.2.20- Imagem de um perfil assente sobre uma placa (Fuselagem)	48
Fig.2.21- Imagem de um perfil assente sobre uma placa (Fuselagem).	49
Fig.2.22- Centro de gravidade de um perfil assente sobre uma placa (Fuselagem)	50
Fig.2.23 – Representa a curva de suporte entre a alma e a aba	53
Fig.2.24- Deformação ocorrida devido ao fenómeno de instabilidade, provocado pelas forças que actuam à compressão na secção.	53
Fig.2.25- Perfil com cotas das secções	54
Fig.2.26- Perfil com cotas das secções	55

Capítulo 3

Fig.3.1- Geometria Pára-brisas Skylander SK-105	62
Fig.3.2- Pára-brisas de uma aeronave após resistir ao impacto de uma ave	64
Fig.3.3- Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 1	68
Fig.3.4- Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 2	68
Fig.3.5- Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 3.	68
Fig.3.6- Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 4	68
Fig.3.7-Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 5	68
Fig.3.8-Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 6	68
Fig.3.9- Estrutura do pára-brisas, (MEF)	69
Fig.3.10- Estrutura do pára-brisas, (MEF)	72
Fig.3.11- Representa o sistema de eixos adoptado nos nós	73
Fig.3.12- Dimensões do vidro simplesmente apoiado	77
Fig.3.13- Proposta inicial, pára-brisas completo	79

Fig.3.14- Vista posterior do pára-brisas.....	80
Fig.3.15-Parte direita do pára-brisas, estrutura e vidros.....	80
Fig.3.16- Estrutura lateral direita do pára-brisas.....	81
Fig.3.17-vista posterior da estrutura lateral do pára-brisas.....	81
Fig.3.18- Vigas, central e laterais do pára-brisas.....	82
Fig.3.19- Vista posterior das Vigas, central e laterais do pára-brisas.....	82
Fig.3.20- Proposta de alteração da viga central da estrutura.....	83
Fig.3.21- Proposta de alteração da viga central da estrutura.....	83
Fig.3.22- Proposta de alteração da viga lateral da estrutura.....	84
Fig.3.23- Proposta de alteração da viga lateral da estrutura.....	84
Fig.3.24- Proposta de alteração da viga lateral posterior da estrutura.....	85
Fig.3.25- Proposta de alteração da viga lateral posterior da estrutura.....	85
Fig.3.26- Exemplo do suporte superior de ligação das vigas e batente do vidro.....	86
Fig.3.27- Exemplo do suporte inferior de ligação das vigas e batente do vidro.....	86

Capítulo 4

Fig.4.1- Cauda do Skylander SK 105.....	88
Fig.4.2-Estrutura da cauda do avião SkyLander SK 105.....	89
Fig.4.3-Zona de ligação entre pórtilco e a longarina.....	89
Fig.4.4-Zona de ligação entre pórtilco e a longarina pela parte superior do pórtilco.....	90
Fig.4.5- Representação da posição dos novos pórtilcos e ângulo de ligação com as longarinas...91	
Fig.4.6- Diagrama de corpo livre da cauda.....	94
Fig.4.7-Vista frontal da longarina.....	96
Fig.4.8-Vista superior em corte da longarina.....	96
Fig.4.9- Estrutura inicial da cauda do Skylander SK 105.....	98
Fig.4.10- Estrutura inicial da cauda do Skylander SK 105.	98
Fig.4.11- Design da alteração proposta para cauda do Skylander SK 105.	99

Nomenclatura

t_{inn} - Espessura da aba interior

t_{out} - Espessura da aba exterior

t_{web} - Espessura da alma

w_{inn} -Comprimento da aba interior

w_{out} -Comprimento da aba exterior

h - Altura

S_{web} -Área da alma

S_i -Área da “Fuselagem”

S_{out} -Superfície da aba exterior

S_{inn} -Superfície da aba interior
 S_{shear} - Área da superfície sujeita a tensão de corte
 v_{inn} -Distância da aba interior ao centro de gravidade
 v_{out} -Distância da aba exterior ao centro de gravidade
 V_{OML} -Distância da “fuselagem” ao centro de gravidade
 Z_{inn} -Centro de gravidade na aba interior
 Z_{out} -Centro de gravidade na aba exterior
 Z_{web} -Centro de gravidade na alma
 I_{inn} -Inércia da aba interior
 I_{out} -Inércia da aba exterior
 I_{web} -Inércia da alma
 I_i -Inércia da “Fuselagem”
 I -Inércia do perfil á encurvadura
 W' - Comprimento da aba até metade da curva de ligação à alma do perfil.
 t - Espessura
 I_i -Inércia da “Fuselagem”
 η - Coeficiente de deformação plástica
 p - Distância entre rebites
 h' - Comprimento da alma até metade das curva de ligação às abas do perfil
 SM - Margem de segurança
 RF - Factor de reserva
 CP - Checkpoint
 Fs -Functional Specification
 Ts - Technical Specification
 PDF - Preliminary
 MF -Manufacturing File
 IF - Inspection File
 UD - User Document

I- Introdução

Com a aproximação do final do Mestrado, e da necessidade de realizar a tese do mesmo, surgiu a hipótese de uma candidatura ao programa INOVCONTACTO, promovido pelo AICEP. Este programa visa proporcionar estágios profissionais internacionais a jovens recém-formados, indo tal ao encontro dos objectivos pretendidos uma vez que possibilitaria uma experiência profissional no estrangeiro e simultaneamente, a realização da tese de final de Mestrado. Neste contexto foi formulada a candidatura e após as várias fases de selecção, foi alcançado o objectivo parcial de ingresso no programa Inovcontacto, sendo então proposta a integração no projecto “Skylander SK105” da GECI INTERNACIONAL, a realizar na Geci Systems em Toulouse, capital europeia da aviação, sendo este um projecto muito aliciante e ousado especialmente para um jovem recém-formado, considerando o grau de responsabilidade e dedicação que um projecto desta envergadura exige e envolve.

Como é do conhecimento geral, ao longo das últimas décadas, o mundo empresarial tem vindo a sofrer alterações e mudanças constantes, obrigando o Homem a modificar, melhorar e aperfeiçoar componentes das suas ferramentas de trabalho, numa perspectiva de segurança, conforto e rentabilidade, otimizando tecnicamente recursos e custos numa visão global de maximização multifuncional. Hoje em dia, mais do que nunca a rapidez e mobilidade são vectores chave. Daí resulta a frequente utilização do avião, por vezes, mesmo indispensável, quer como meio de transporte de passageiros, de cargas e ou mesmo como meio de socorro a vítimas.

Num contexto de actualidade, a empresa GECI INTERNACIONAL tomou a iniciativa de criar um projecto pioneiro construindo um avião bimotor, de pequena dimensão, com várias configurações devido à falta de oferta no mercado. Este tipo de aviões, especialmente com as características com que se pretende dotar o “Skylander SK105”, será numa fase inicial, de passageiros, com dezanove lugares “Skylander SK105 PASSENGER”. Surgindo posteriormente mais cinco versões. Sendo estas: “Skylander SK105 COMBI” com capacidade seis passageiros mais carga; “Skylander SK105 PARATROOPS” para transporte militar; “Skylander SK105 AMBULANCE”, “Skylander SK105 Cargo” com capacidade máxima de 3,3 toneladas. Uma das grandes vantagens deste avião para além da versatilidade é o facto de poder descolar e aterrar em locais com condições muito precárias, isto é, fora de aeroporto como por exemplo campos ou estradas de terra batida.

A participação neste projecto decorreu na fase de reactivação do projecto, uma vez que este havia sido iniciado há cerca de nove anos atrás, tendo sofrido uma interrupção. Foi agora retomado com o objectivo de começar a ser produzido em 2011, sendo já em 2009 construído o protótipo para efectuar testes. Com os atrasos que houve e o passar do tempo sentiu-se necessidade de alterar alguns componentes na tentativa de melhorar a performance dos mesmos, sendo o alvo de estudo o salvar peso e reduzir custos.

Os objectos de estudo deste estágio, com uma duração aproximada de oito meses, foram nomeadamente: a estrutura central do avião assim como o estudo do pára-brisas frontal e impacto de aves durante o voo. Este estágio contemplou também uma vertente de gestão “Concept Management”, pretendendo-se com este estudo identificar a estrutura da empresa Sky Aircraft (filial da GECI Internacional actual detentora do projecto). O conhecimento adquirido na área da gestão, outra mais-valia,

permitiu uma visão global e organizacional, nomeadamente a identificação da posição pessoal dentro da organização e respectivas funções, assim como o modo como deve funcionar a execução de um projecto de forma que toda a equipa trabalhe no mesmo sentido, diminuindo assim os riscos de erro, poupando tempo e dinheiro, e obtendo desta forma um melhor desempenho global da instituição.

Devido à criação de Sky Aircraft e consequente entrada em laboração, houve alterações ao nível estrutural da empresa, bem como a nível de prioridades da realização do projecto, passando todo o ele a ser gerido pela Sky Aircraft. Todas as outras instituições intervenientes no projecto são empresas subcontratadas por esta. A nível de projecto foi dada a prioridade ao estudo da fuselagem do avião e tal fez com que o estudo do pára-brisas frontal fosse interrompido temporariamente. Como consequência dessa modificação foi proposto pela empresa uma alteração ao estágio, passando este a ser realizado na Sky Aircraft em Chambley, sendo direccionado o estudo para a fuselagem da parte traseira do avião.

II- Objectivos

Este estágio teve como objectivo adquirir sólidos conhecimentos na área da Aeronáutica, resultantes da participação e desenvolvimento de propostas com vista ao melhoramento do projecto de um avião bimotor: SKYLANDER SK 105.

No âmbito do estágio foi-nos dada a oportunidade de compreender e dominar a utilização do software Dassault Systems CATIA V5 e MSC Patran/Nastran nas estruturas aeronáuticas. Também nos permitiu compreender o processo de projecto preliminar bem como participar na fase de desenvolvimento de testes e gestão de projecto.

III- Apresentação da GECI Internacional

A Geci Internacional é um grupo de consultadoria e engenharia, especialista em estruturas, assim como, de sistemas dentro do universo dos transportes e energia, criado em 1980 por Serge Bitboul, seu actual presidente.

A Geci é líder em tecnologia com mais de 25 anos de experiência em parceria com grandes nomes do mundo dos transportes, EADS, Dassault, Bombardier, CNES, Arianespace, Atrium, Alcatel, Alstom, DCN, entre outras.

Este grupo, constituído por mais de 650 pessoas representa cerca de 90% dos quadros, sendo 81% formados em engenharia, e está presente em cerca de 10 países em 4 continentes. Actualmente, a Geci Internacional tem um volume de negócios de 40,5 milhões de Euros dos quais 6%, em média, gastos em investigação e desenvolvimento. Esta sociedade é cotada na Eurolist e na NYSE-Euronext Paris desde 2001.

Presença Global

Em Setembro de 2008 a Geci Internacional, lançou o programa Skylander SK 105 com o apoio do governo Francês, através do financiamento e cedência das instalações em Chambley-Bussieres. A Geci Internacional possui ainda uma participação maioritária de cerca de 54% do capital da Reims Aviation, construtora aeronáutica do F406.



Fig.III-1 Presença da Geci Internacional a nível mundial.

Um modelo de negócio inovador

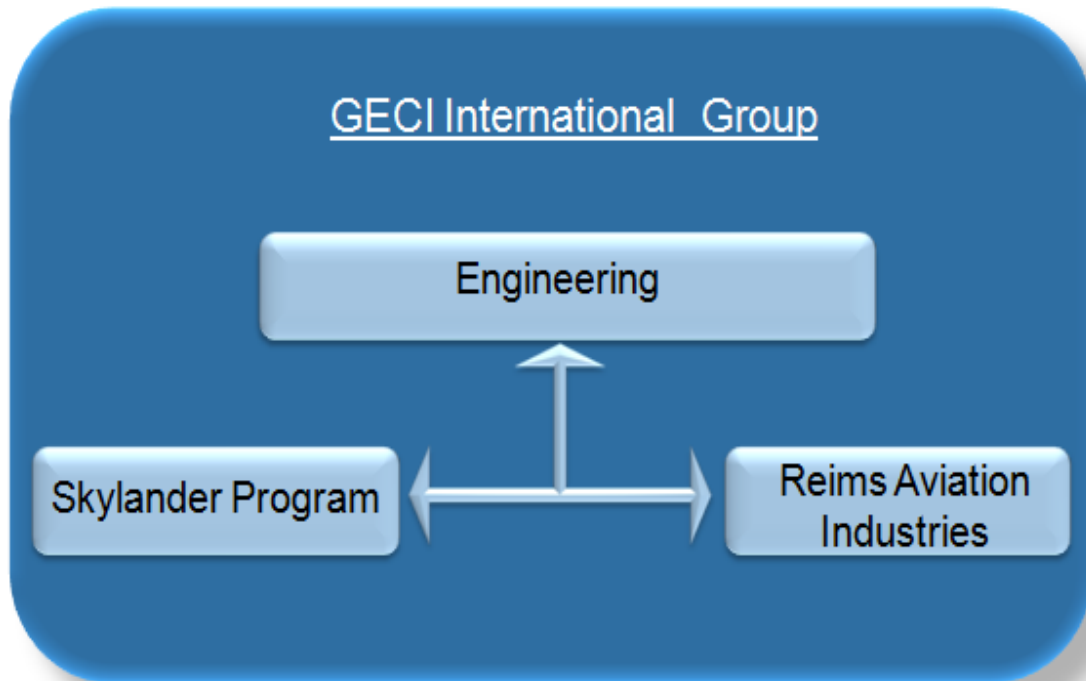


Fig.III-2- Divisão da estrutura do grupo Geci Internacional

Estrutura da GECI Internacional

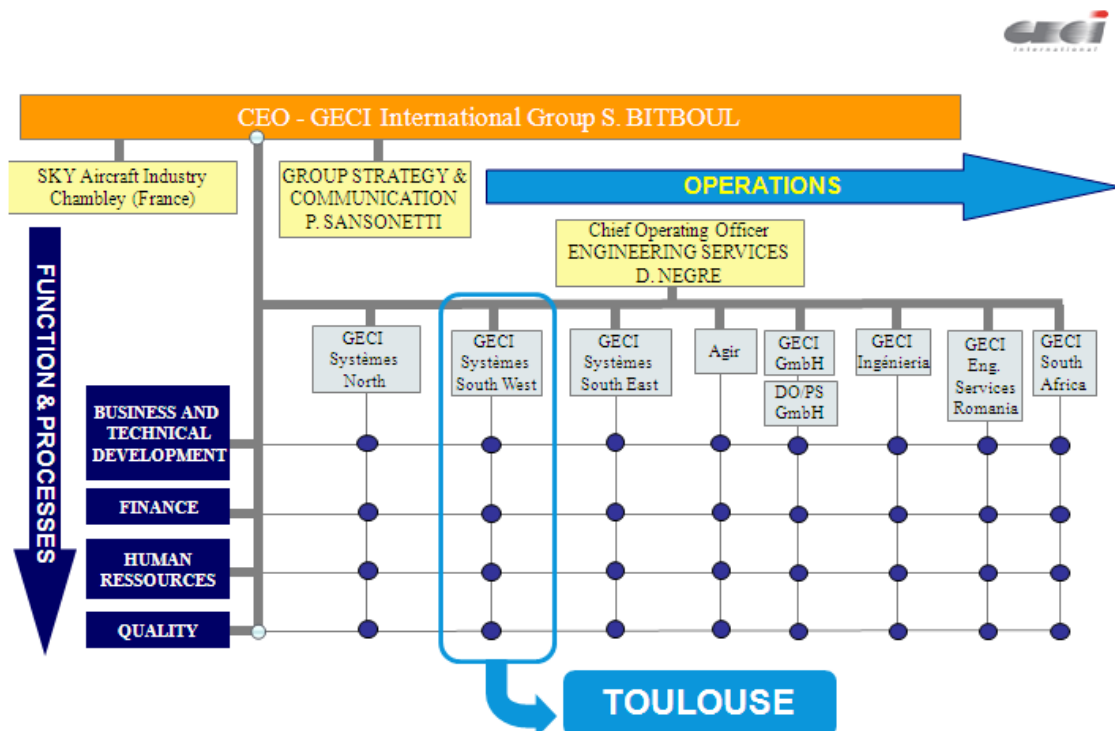


Fig.III-3- Delegações, responsáveis e departamentos do grupo Geci Internacional.

Competências do Grupo



Fig.III-4- Perfil e competências do grupo.

Converging Fields

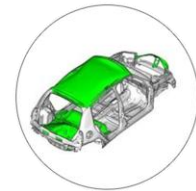
Aeronautics (70% Turnover)

- Commercial aircrafts
- Regional and Business aircrafts
- Fighter aircrafts
- Helicopters
- Modifications and improvement



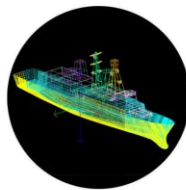
Automotive (4%)

- Automotives
- Urban and interurban Transportation
- Vehicles



Naval (6%)

- Nuclear Submarine
- Frigates
- Aircraft carriers



Space & Propulsion (11%)

- Satellites
- Launchers
- Missiles
- Gas Turbines



Energy (10%)



Fig.III-5- Campo de actuação da Geci Internacional.

Apresentação GECI Systems Toulouse

A Geci Systems opera independente desde 2005 e está presente em Toulouse há vinte anos, tendo cerca de cento e quarenta e cinco colaboradores directos, entre engenheiros e técnicos experientes.

A Geci Systems obteve em 2007-2008 um volume de negócios de cerca de 10 milhões de euros.

A sua área de actuação é no mercado aeronáutico, aeroespacial e das ferramentas.

O volume de negócios da Geci Systems concentra-se mais na área da aeronáutica prestando serviços às empresas mais conceituadas do ramo, de entre as quais se salienta a: Airbus, Latécoère, Dassault, Sogerma Astrium, entre outras.

Pontos fortes da empresa: Análise/ Cálculo – Design / Estudo de soluções

Especialista em gestão de pacotes de projectos.

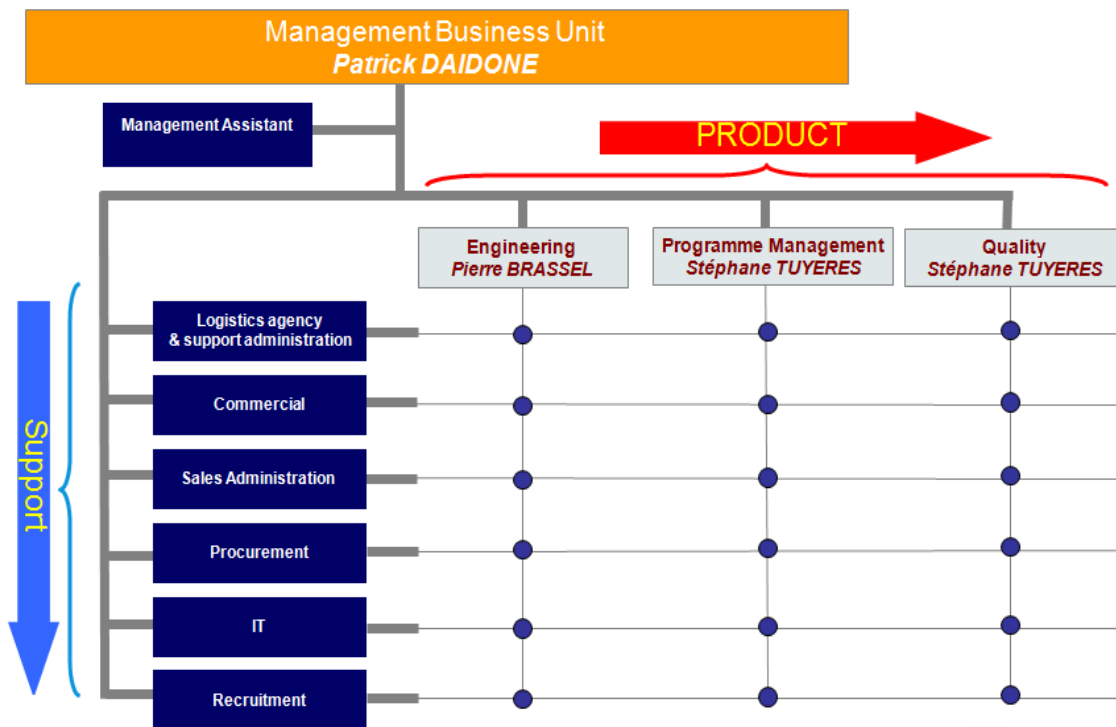


Fig.III-6- Responsáveis e departamentos do grupo Geci Systems Toulouse.

Habilitações dos quadros da empresa e experiência

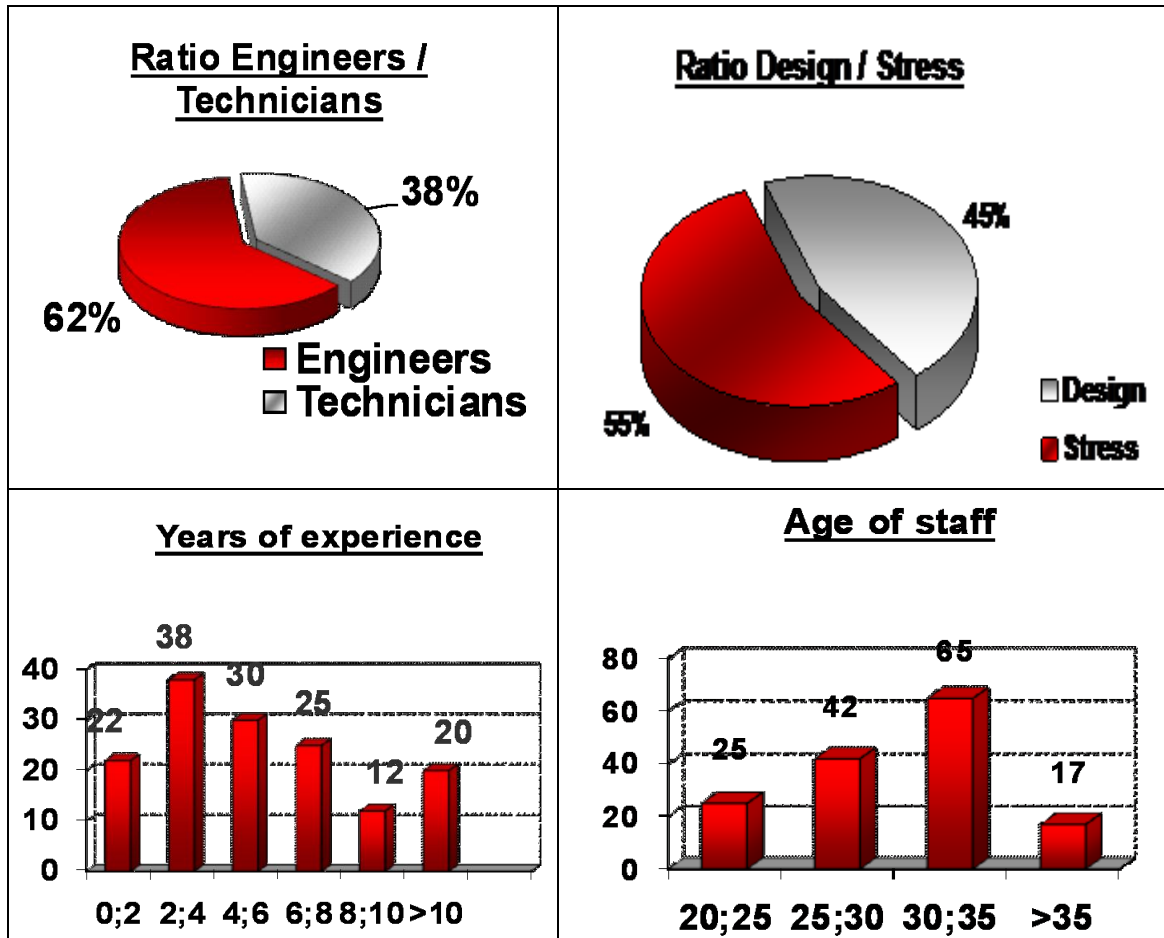


Fig.III-7 Gráficos da percentagem da idade, experiência, área de intervenção e formação dos colaboradores Geci.

Sky Aircraft

A Sky Aircraft está a operar desde Setembro de 2008, e este projecto foi lançado pela Geci Internacional com o apoio do governo Francês, através do financiamento e cedência das instalações em Chambley-Bussieres (Metz).

A presidência da Sky Aircraft pertence a Serge Bitboul, actual presidente da Geci Internacional e seu fundador.

A sua área de actuação é no mercado aeronáutico, sendo esta a actual responsável pelo projecto de concepção e construção da aeronave bimotora Skylander SK 105.

Todas a suas infra-estruturas estão a ser construídas ou ampliadas nas instalações cedidas pelo governo, inclusive o hangar onde irá ser construído o protótipo do Skylander SK 105.



Fig.III-8- Antiga Base Militar de Chambley, novas instalações da Sky Aircraft.



- A** 2400 m² de hangar for mouting prototypes
- B** 1400 m² office of Sky Aircraft
- C** Control Tower

Fig.III-9- Identificação das instalações da Sky Aircraft.

Capítulo 1- “Concept Management”

O objectivo deste trabalho é dar a conhecer as várias fases pelas quais um projecto deve passar, assim como a metodologia inerente à realização de um projecto, seja ele de que ordem for.

A estruturação e organização de um projecto são das fases mais importante da sua realização, visto que se o mesmo estiver bem estruturado e organizado vai permitir eliminar muitos erros, assim como avaliar numa forma correcta os riscos inerentes ao mesmo. O facto de haver uma boa organização num projecto, é meio caminho andado para o sucesso. Deste modo poder-se-ão eliminar muitos erros e falhas devido à falta de comunicação ou organização. Se todos os intervenientes “falarem a mesma língua” a probabilidade de ocorrência de falhas é muito menor. Nos casos em que isso não acontece, em que não há uma boa estrutura de base no que diz respeito a este conceito (“CONCEPT MANAGEMENT”), faz com que haja falhas de comunicação entre as várias pessoas ou entidades intervenientes no projecto, dando por isso origem a desvios na orientação dos trabalhos.

Estes erros ou desvios, além de atrasos na realização, traduzem-se em prejuízo e custo, podem mesmo por em causa, a viabilidade do projecto.

Princípios de gestão de projecto

O “Project Management” (gestão de projecto) assenta em três princípios base: senso comum, empenho e consenso.

Todos os projectos devem funcionar segundo um ciclo, sendo este constituído por três fases: objectivo, solução e a justificação da solução encontrada. Da justificação encontrada, volta-se ao início, com intuito de analisar de novo, para deste modo se poder melhorar ou eliminar eventuais erros ou omissões.

Com a realização deste ciclo, pretende-se chegar à “perfeição”.

Este conceito é aplicável a projectos de pequena dimensão, assim com, projectos de grande dimensão.

A gestão de projecto deve ser adaptada à dimensão e potencial de risco do mesmo, considerando que cada projecto é único e, como tal, deve ser analisado como único, tendo sempre por base modelos de referência já aplicados.

Orientação ou Metodologia de trabalho:

De um qualquer projecto deve fazer parte uma metodologia de trabalho, para impedir que se avance etapas, e mesmo para ajudar situar em que fase se encontra, e o que falta realizar. Uma das formas de controlar passa, por escrever ou registar o que se pretende fazer, e após a realização, escrever o que se fez. Desta forma é possível comparar o que se fez com o que era previsto fazer.

Em projecto, seja ele de que natureza for, existem pontos-chave, os quais não devem em situação alguma ser descuidados, de entre eles de salientar a performance, custos, planos e cronogramas. A falha ou desvio de um destes pontos pode por em causa todos os objectivos assim como a viabilidade de um projecto.

Para facilitar o controlo dos pontos referidos deve-se para além de implementar um método de trabalho, utilizar uma linguagem comum a todos intervenientes

Além dos pontos-chave referidos anteriormente existem outros, que condicionam e caracterizam o sucesso de um projecto:

- ✚ Gestão de configuração (controlo, identificação, contabilidade, auditoria de revisão);
- ✚ Gestão de projecto;
- ✚ Work package;
- ✚ Processo;
- ✚ Produto;
- ✚ Tarefas;
- ✚ Recurso;

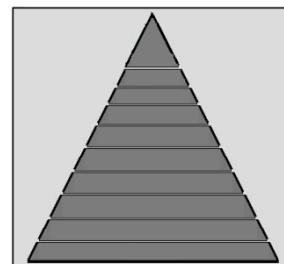


Fig.1.1- Pirâmide da gestão de projecto.

1.1-Regras Gerais e Plano de Gestão

Para a realização e execução de um projecto devem-se definir prioritariamente sete pontos base, sendo eles: Objectivo, critério de obtenção de resultados, orçamento, cronograma, sistema de gestão, gestor principal e recursos apropriados.

O objectivo de um qualquer projecto é satisfazer a exigência do cliente, como tal, é necessário ter conhecimento de todos os requisitos do cliente pretende para o seu produto, de modo a identificar a linha estratégica a seguir só desse modo será possível satisfazer o cliente.

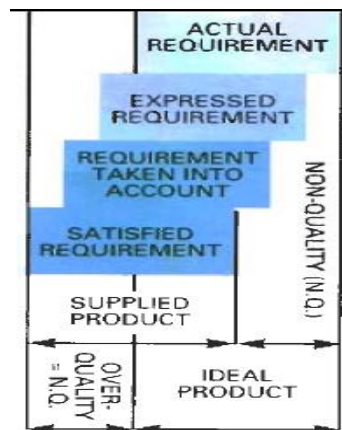


Fig.1.2- Tabela de exigências. [3]

Tal como é possível identificar na figura 1.2, a satisfação do cliente é a obtenção do produto ideal, sendo que o produto ideal para cada caso é o produto como as características que o cliente determinou. Dai a importância da elaboração de uma linha estratégica, pela qual se possam orientar, e desse modo não haver desvios ou falhas nas exigências formalizadas pelo cliente.

A formalização das exigências do cliente é realizada, validando a especificação técnica por ele exigida “Technical Specification “ (TS). O TS um documento contratual de construção do produto onde consta toda a informação a ele referente.

Num projecto, o consumo de recursos, tal como o tempo e o dinheiro não podem ser revertidos, uma vez perdidos ou desperdiçados, são irrecuperáveis, como tal, durante todo o projecto é preciso: **antecipar, prever, decidir, verificar e prever novamente, rectificar**. Pois quanto mais cedo se detectarem falhas, mais rápido serão reparadas e menores os desperdícios (Tempo, produto).

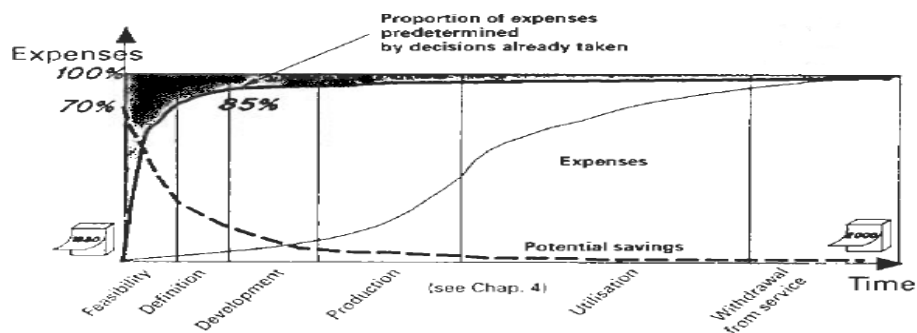
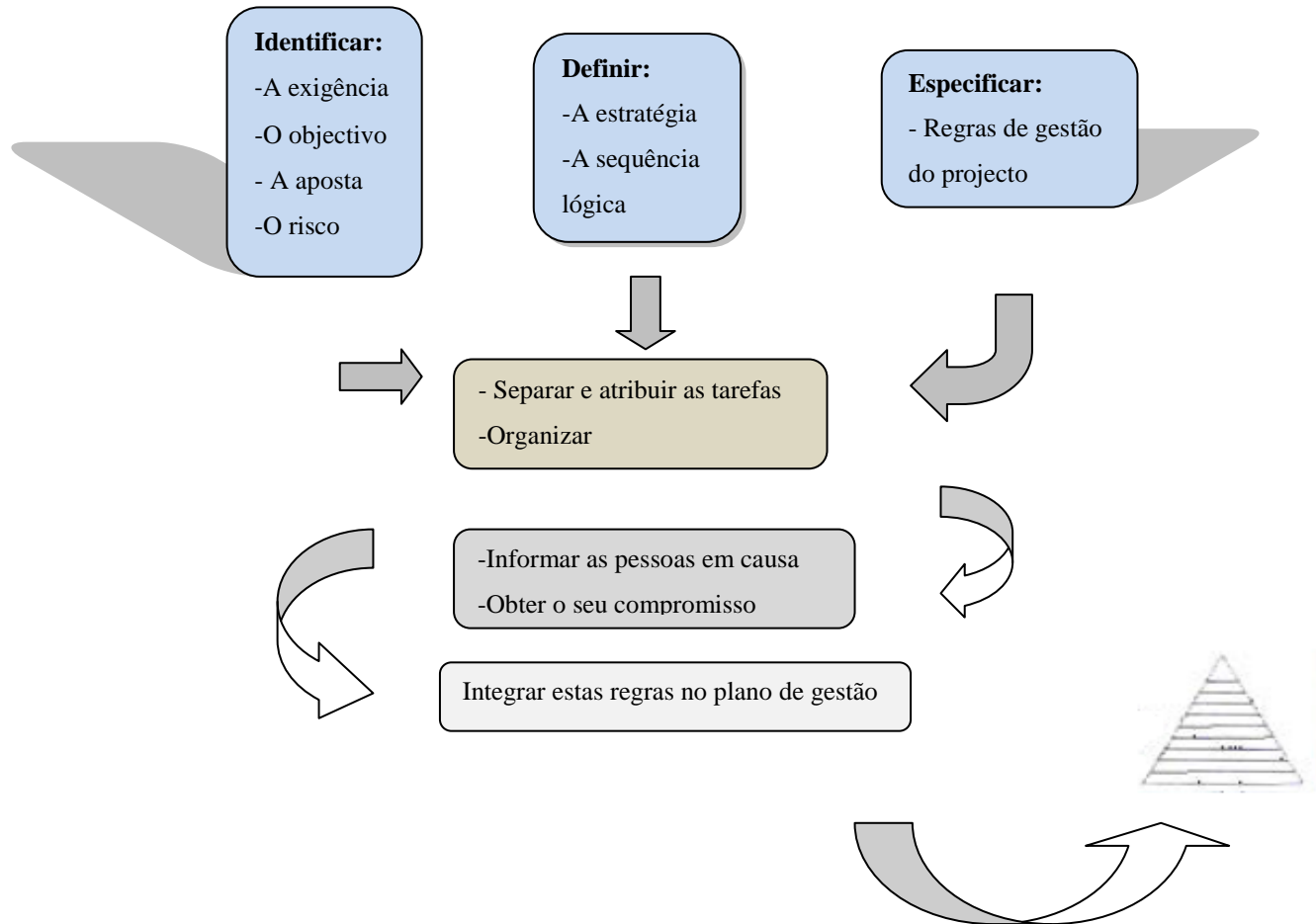


Fig.1.3-Evolução das despesas em ordem o tempo. [3]

A figura 1.3 representa uma estimativa das despesas previstas ao longo do projecto (linha mais fina), verificamos que contem uma linha que representa a proporção das despesas predeterminadas por decisões tomadas (linha mais grossa), está presente ainda uma previsão do que se pode economizar em caso de alguns reajustamentos ao projecto (linha a tracejado).

Sequencia e etapas para a definição de um projecto:



1.2- Análise da Estrutura de Trabalho

Os meios e a forma de comunicar dentro de uma estrutura de trabalho é muito importante, para se poder comunicar e administrar de modo correcto. É indispensável que haja comunicação entre os agentes intervenientes, pois só assim é possível trabalhar de um modo coerente, reforçando a confiança e controle dos objectivos pretendidos.

Análise da Estrutura de Trabalho (Works Breakdown Structure (WBS))

A análise da estrutura de trabalho, pretende analisar as tarefas a realizar no projecto, e garantir que nada é esquecido.

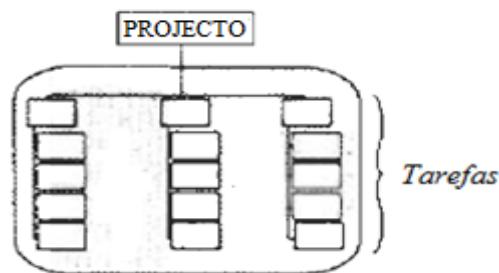


Fig.1.4-Esquema das tarefas a realizar pelo método WBS.[3]

A criação de um projecto WBS pode-se, por assim dizer, dividir em duas partes:

Sendo que na primeira parte se tem de identificar as tarefas, os recursos e as pessoas responsáveis.

A segunda fase passa por analisar os componentes do produto e a estrutura do produto, definir a tarefa associada a dada componente, e por fim identificar os recursos associados a cada tarefa. Após ter analisado e identificados os pontos anteriormente descritos, deve-se formar conjuntos de tarefas, para permitir delegação e gestão das tarefas, estimar custos e tempo de excussão.

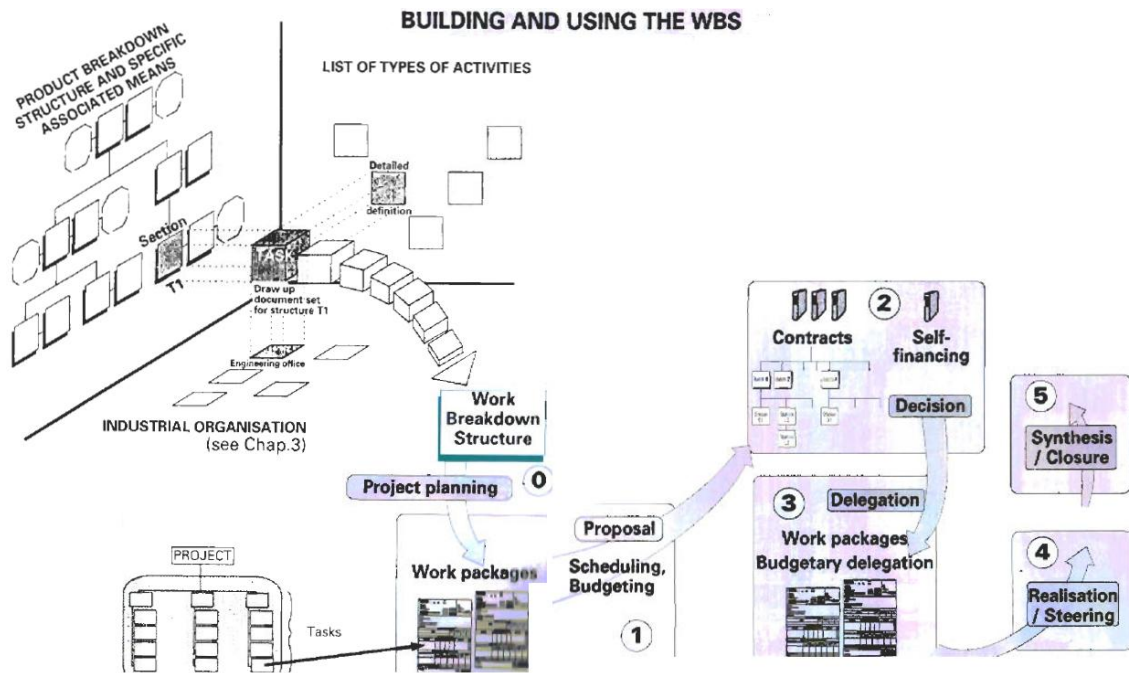


Fig.1.5-A imagem anterior representa as várias fases do WBS. [3]

A figura 1.5 representa as 6 fases pela qual o WBS é constituído.

Sendo a fase inicial numerada como 0 a fase “Plano de Projecto”, passando para a fase 1 “Proposta”, fase 2 “Decisão” na fase 3 “Delegação de Competências”, a fase 4 “Realização e Acompanhamento” e por fim a fase 5 “Síntese e Fecho”.

1.3-Organização do Projecto

A adjudicação da tarefa de organização de um projecto tem de se conferida a pessoas muito capazes, pessoas: “**Inteligentes, Activas e Engenhosas**”, estes tem de ser capazes de especificar um modelo de trabalho, definir regras, formalizar acordos.

Controlar o projecto engloba também gerir sabiamente o **cliente/fornecedor** da rede no âmbito do projecto.

Para se obter qualidade no produto final, tem de haver trabalho colectivo e destreza na interacção dos vários grupos.

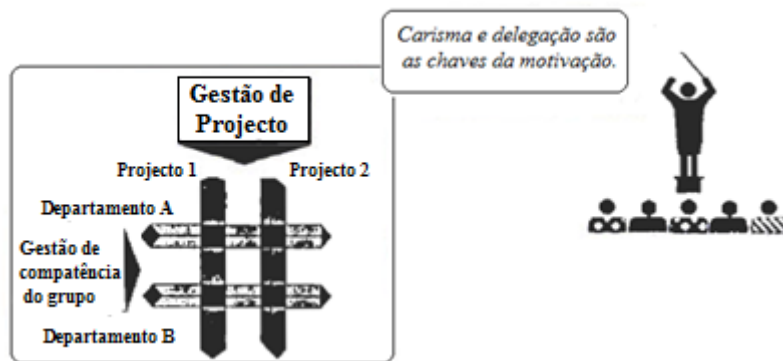


Fig.1.6-A figura representa a gestão e cooperação de diferentes departamentos dos projectos de forma ordenada. [3]

A estrutura matricial é usada para organizar as diversas competências.


Gestão do Projecto (Project Manager): Coordena os vários grupos envolvidos no projecto.

Gestão de Competências do Grupo (Skill Goup Manager): coordena no seu departamento, as várias tarefas do projecto.

Quando se consegue coordenar estes dois grupos obtém-se um produto com a qualidade pretendida.

1.4-Projecto, Planeamento e Manufactura

Fazer uma abordagem passo-a-passo é o modo mais seguro de realizar as tarefas definidas no WBS, de modo a alcançar o objectivo final.

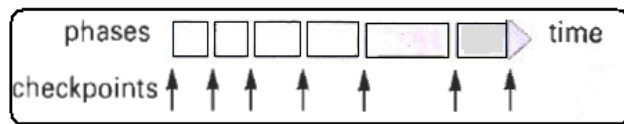
Existem duas ferramentas  para estruturar esta aproximação:

Aplicação da regra do ciclo de vida do produto.



[3]

Análise do projecto por “Phases” (Fases) e “Checkpoints” (Pontos de Controlo).



[3]

Fig.1.7- Diagramas da análise por fases e pontos de controlo.

O pedido do cliente, o produto, evolui ao longo das várias fases até à fase de retirada de serviço. O conjunto dos sucessivos estados do produto é denominado convencionalmente como “ciclo de vida”.

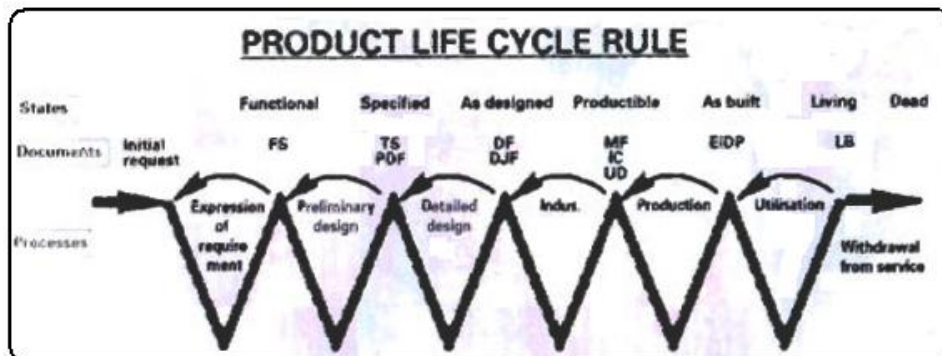
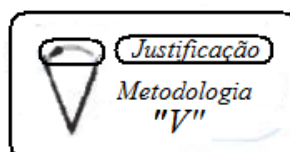


Fig.1.8- Esquema usado para representar as várias etapas pelo método do “Life Cycle”. [3]

A transição de um estado para outro é alcançada pelo processo resultante da formalização do documento.

Exemplo: “Preliminary Design” é ultrapassado depois de formalizado o documento TS.

Cada processo segue uma metodologia “V”:



Aplicação do projecto por fases é só a nível do organismo. Para controlar a sequência e o financiamento de um projecto, a tarefa de tomada de decisão deve ser coerente e organizada no tempo, como tal deve-se, definir o Checkpoints e objectivos associados, identificar as condições de modo a poder avançar para o Checkpoints seguinte.

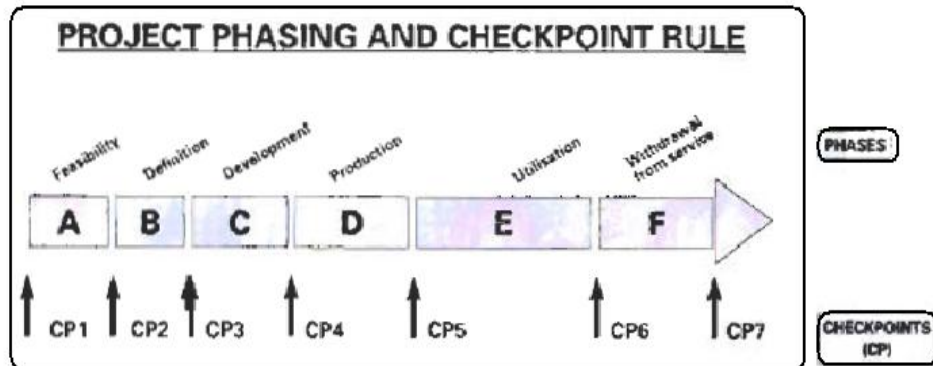


Fig.1.9- Representação do cronograma de “Project Phasing and Ceckpoint Rule”. [3]

Os “Checkpoints” são marcadores de “tempo” que indicam quando é necessário tomar uma decisão para avançar para as diferentes fases do projecto: a decisão é tomada com base nas revisões do que foi feito, onde a evolução do projecto é avaliada.

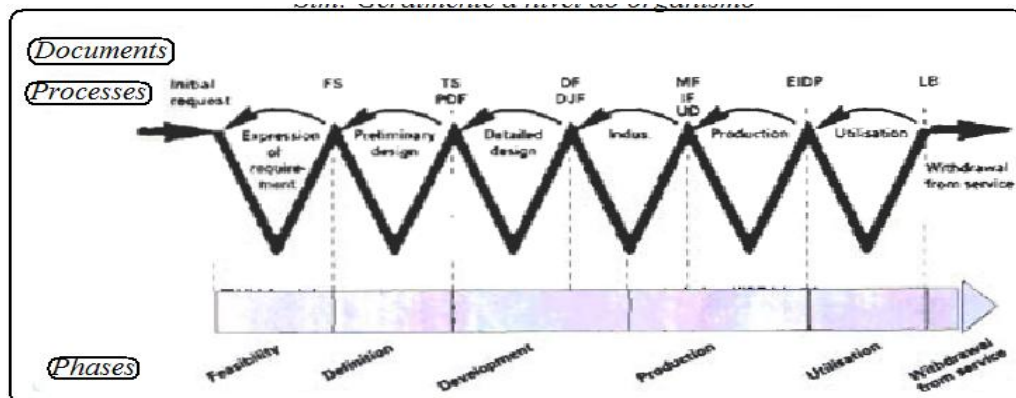


Fig.1.10- Cronograma do método “Life Cycle” com “Project Phasing and Ceckpoint Rule” integrado. [3]

Documentos:

- ✚ FS- Functional Specification
- ✚ TS-Technical Specification
- ✚ PDF-Preliminary Definition File
- ✚ MF-Manufacturing File
- ✚ IF-Inspection File
- ✚ UD-User Document

Cada componente é definido com respeito ao nível do sistema em que está integrado.
 A especificação do componente e integração são feitas usando o método do “V”.

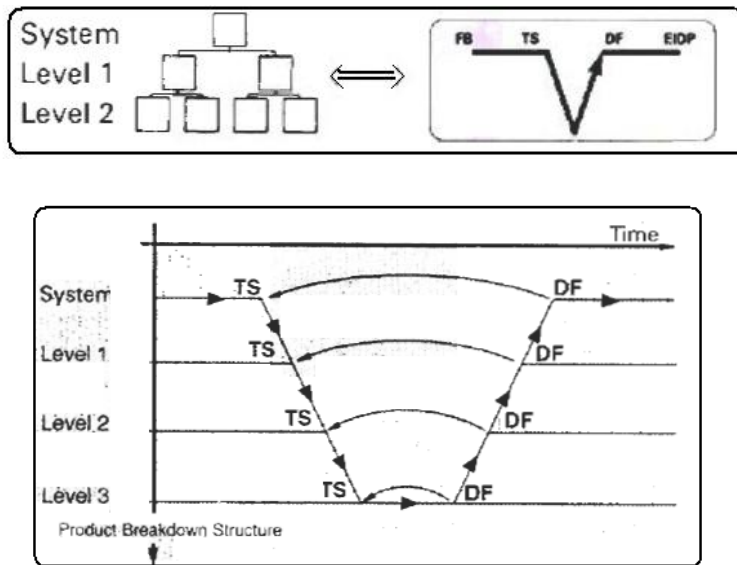


Fig.1.11- Método dos “V” nos vários níveis. [3]

A transição de um estado para outro, para um sistema ou componente, vai alterando a posição progressivamente no quadro anterior.

A realização de um cronograma para a realização de um projecto é indispensável, pois só através deste, é possível planear e organizar adequadamente as tarefas e etapas de um qualquer projecto. Para a realização de um cronograma deve ter-se em conta os seguintes constrangimentos: Técnica, calendário, finanças, políticas (Ex: Industrial Trade-off), recursos.

1.5-Controlo do Projecto

Depois de serem identificadas todas as tarefas a realizar assim como os seus custos, é preciso estruturar a sequência das tarefas, o tempo requerido para cada tarefa, o caminho crítico e os recursos.

Determinar para cada tarefa a sua duração e quantidade de recursos. Depois das tarefas definidas e quantificadas, é possível definir o caminho crítico. O caminho crítico é aquele que caso sofram algum atraso, irão provocar atrasos ao longo de todo o projecto. Uma vez identificado o caminho, é necessário ter especial atenção às tarefas do mesmo. Uma das principais ferramentas de controlo é o gráfico ou tabela de tendência.

O controlo de projecto distingue-se em duas fases: **Prognóstico e Monitorização**

A qualidade da fase onde é realizado prognóstico é essencial, pois irá determinar a qualidade da fase de monitorização.

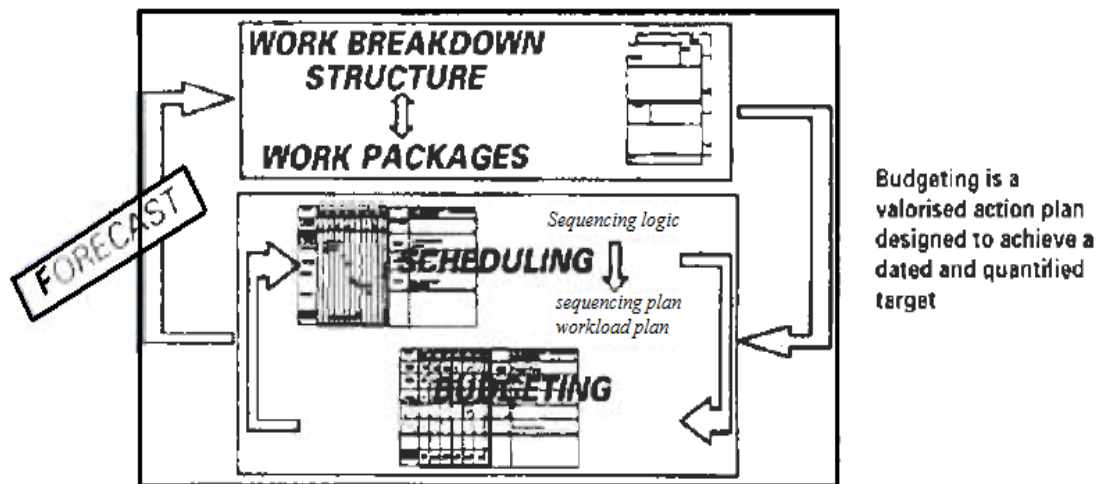


Fig.1.12- A figura pretende representar a interacção entre as diferentes estruturas. [3]

Painel de progresso:

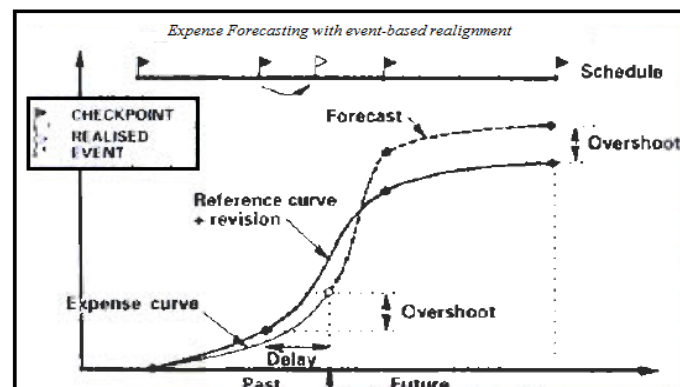


Fig.1.13- Gráfico da evolução do projecto e estado do mesmo. [3]

Os custos observados devem ser analisados face ao progresso técnico do projecto.

A figura 1.13 permite visualizar o estado do projecto, em relação à situação actual assim como aos desvios que possam ocorrer ou tenham ocorrido ate a data de sua realização.

O controlo da gestão é também um ponto fundamental na organização, a organização entre os gestores a diferentes níveis, pois é essencial haver uma comunicação estruturada entre as diferentes hierarquias (figura 1.14). Sendo sempre sequencial a delegação de funções, assim como reportagem da informação, impedindo deste modo, que haja tomadas de decisão sem o conhecimento de algum dos níveis hierárquico.

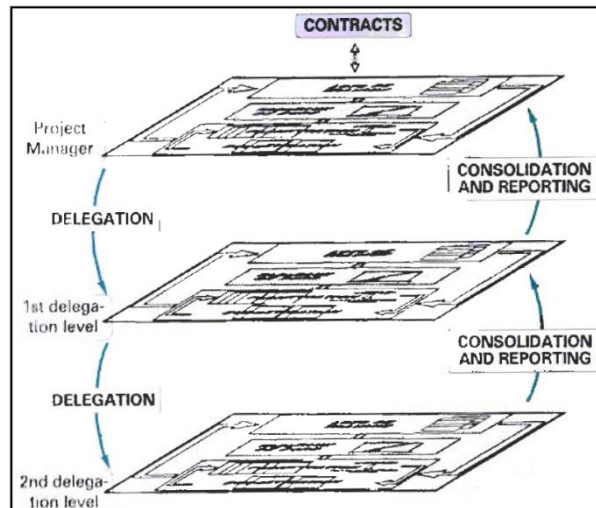


Fig.1.14- Representa o funcionamento das hierarquias a comunicação entre elas e obrigações ou tarefas. [3]

1.6- Configuração da gestão

Todos os produtos estão sujeitos a evolução ao longo do “Life Cyle”. Quanto mais complexo é um produto, maior é o cuidado a ter com a sua evolução assim como o seu impacto nos custos e no cronograma. Este objectivo pode se alcançado pelo “**Configuration Management**” (CM)

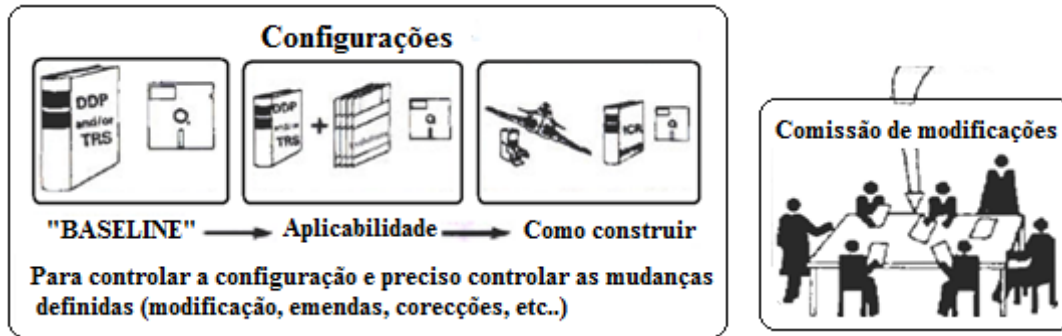


Fig.1.15- Documentação que deve ser elaborada ao longo de todo o processo. [3]

A configuração da gestão compila quatro processos diferentes:

1-Identificação da configuração:

Identificação da documentação que define a configuração da “Base line”* e evolução da Monitorização.

- *- Desenvolvimento e produção da “Base line”
- *- Configuração do item: Escolhida pelo cliente

2-Controlo da configuração

Usado para alteração de procedimentos.

Decisões relativas a preparação:

- Estudo e identificação das alterações técnicas
- Qualificação das alterações técnicas
- Aplicação das alterações técnicas

3-Configuração dos Estatutos da Contabilidade e Monitorização

Definição e monitorização da configuração inicial
Saber como é construído e utilizada as configurações dos produtos

4-Configuração das Auditorias e Revisões

As auditorias e revisões têm como objectivo verificar:

- Os documentos da configuração da “base line” de acordo com a configuração actual
- Se a gestão das tarefas foi correctamente organizada e se estão de acordo com a procedimento do projecto.

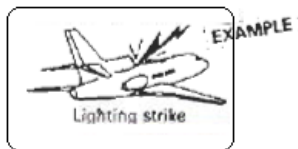
1.7- Gestão, Performance e Fiabilidade

A performance pode ser dividida em dois tipos: Capacidades mensuráveis (Ex: Detecção de distância) e

Desempenho funcional (Ex: capacidade de um produto para alcançar níveis de desempenho sob determinadas condições).

Fiabilidade ou RAMS¹

O conceito RAMS ainda está a ser desenvolvido e destina-se à gestão de antecipação ou prevenção.



[3]

Por exemplo: No caso de um avião ser atingido por um relâmpago, se houver consequências físicas no produto, é porque há defeitos envolvidos na forma como o produto foi concebido, uma vez que não foi tido em conta essa possibilidade aquando da sua concepção. Para evitar problemas futuros, nos contratos devem ser especificadas as tarefas a realizar para obter o nível de fiabilidade desejado pelo cliente.

A **Gestão** consiste na observação dos objectivos definidos.

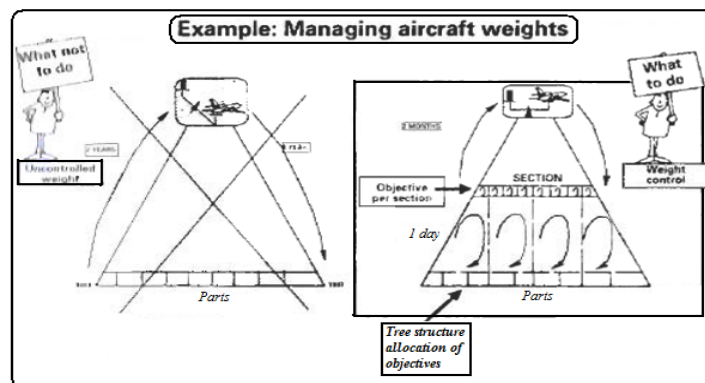


Fig.1.16- A figura representa o método correcto do balanceamento de um projecto. [3]

Definir um **objectivo** global (Sistema/organização);

Destinar objectivos (subsistema da organização);

Definir as **“regras do jogo”** (exemplo: gestão das margens para acontecimentos inesperados, regras de integração);

Verificação dos resultados regularmente (para identificar possíveis desvios);

Prever novamente (se necessário).

¹ - (Reliability, Availability, Maintainability, Safety)

1.8- Integração do suporte logístico

Um produto é construído para ser usado, logo a sua utilização pode requerer “apoio” ou suporte de ajuda, caso algo errado aconteça com o produto. Devido a esse facto, o sistema deve ser constituído por um sistema principal e um sistema de apoio (figura 1.17).

Para o cliente é indiferente o modo como este se encontra repartido, o que interessa ao cliente é o sistema global.

Sistema global:

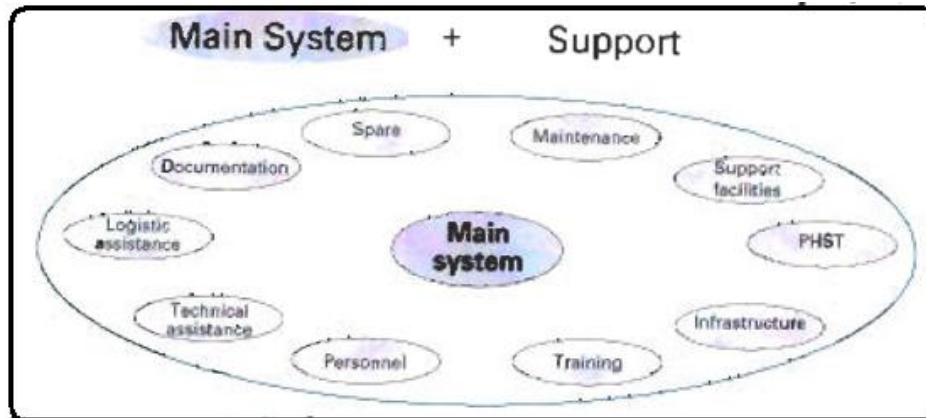


Fig.1.17- Representação do sistema principal e subsistemas associados. [3]

O apoio logístico integrado (Integrated Logistic Support)(ILS) é uma gestão funcional que visa garantir que, os sistemas de apoio são tidos em conta nas especificações do sistema principal, que o sistema global (principal e apoio) são otimizados e o apoio está disponível atempadamente.

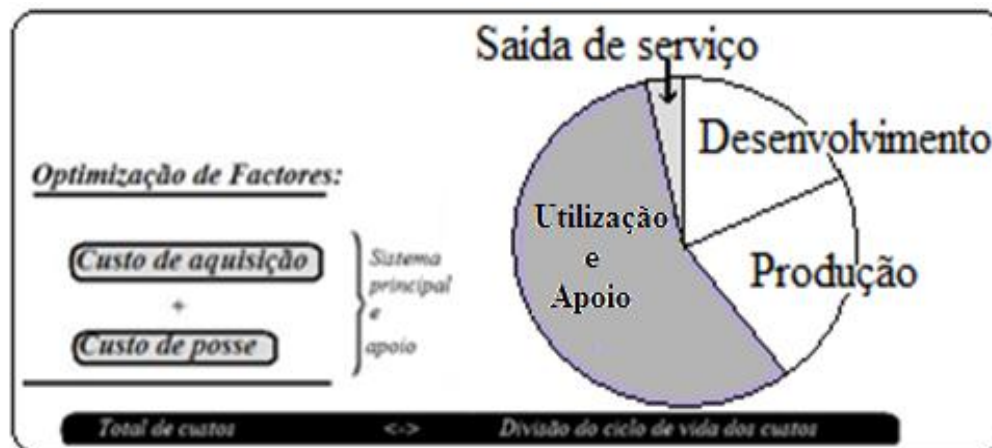


Fig.1.18- Percentagem que cada custo representa no custo total. [3]

ILS inclui também, análise do apoio logístico, processos repetitivos envolvendo os estudos de engenharia, testes, “trade-off”, opções (para assegurar que os objectivos são alcançados e sustentáveis), assim como, criação de uma base de dados logística.

1.9- Garantia de Qualidade

A garantia de qualidade é fundamental, só assim é possível trabalhar num mercado exigente como o mercado actual.

Em todos os projectos acontecem imprevistos, e como tal é preciso contornar e rectificar, pois a qualidade do produto nunca é obtida por acaso. É ainda necessário assegurar que tudo o que é necessário foi implementado para atingir os objectivos e fornecer o máximo de informação possível ao cliente de modo a gerar confiança. Após estas condições estarem todas reunidas deve-se elaborar e aplicar o plano de gestão.

O plano de gestão deve conter a qualidade do projecto da “Base line”, e por sua vez o plano de garantia de qualidade (QAP) deve, discriminar todas as medidas adoptadas para satisfazer o cliente e garantir a qualidade exigida.

O plano de garantia de qualidade (QAP) abrange ainda, a organização (relação com o cliente, relações internas da empresa e com os subcontratados), o método de trabalho e o processo de verificação (ex: processo “V”, processo de revisão, controlo de risco).

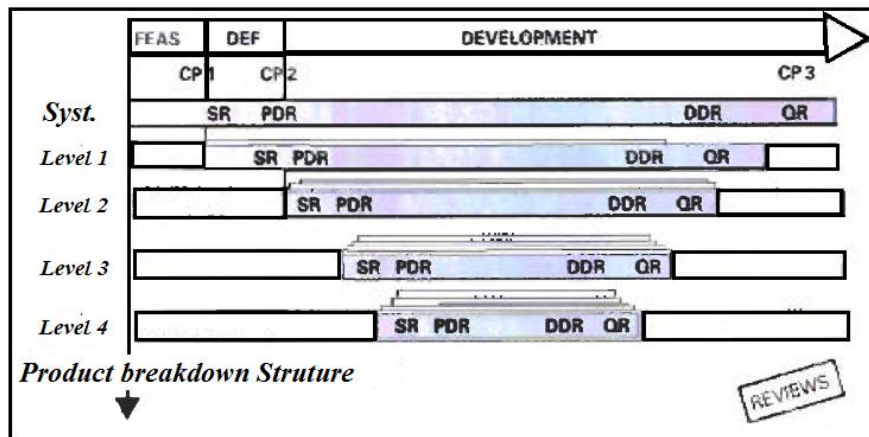


Fig.1.19- O quadro acima representa aplicação do método “V” como apoio o QAP. [3]

1.10-Documentação e intercâmbio de dados de gestão.

Os documentos são inicialmente divididos em duas secções: **Projecto e Produto**.

A gestão dos documentos de projecto destina-se a assegurar que os documentos criados são adequados para o efeito (figura 1.20).

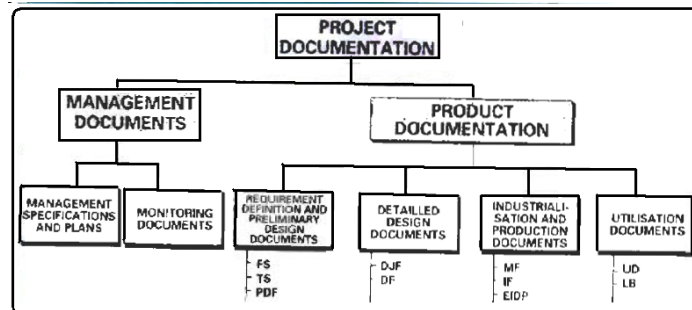


Fig.1.20- Tabela dos documentos de gestão de um projecto e divisão por secções. [3]

Gerir a documentação envolve a escolha de regras, regras essas que visam o melhoramento da comunicação entre as diferentes secções. As regras a adoptar são geralmente relativas a: Geração, aprovação, aceitação, evolução, distribuição, arquivamento e destruição.

Deve ser elaboração de uma lista dos documentos necessários para cada secção de modo a não descuidar nenhum ponto.

Na secção do produto, toda a documentação é produção referente ao “Life Cycle” do produto (tema abordado anteriormente).

A homogeneidade dos documentos contribui para o controlo dos custos, o que é um factor a ter muito em conta, pois os custos de um projecto ou de um produto, podem por em causa a sua viabilidade.

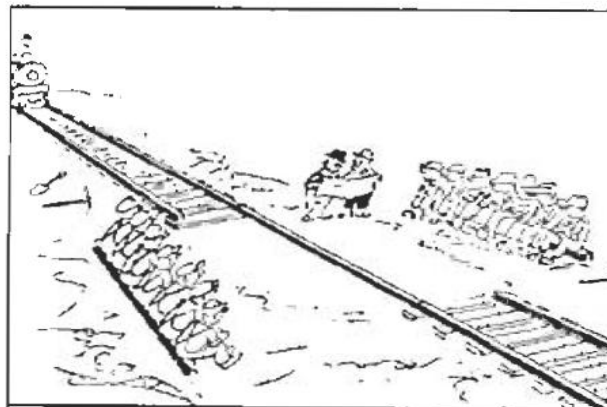


Fig.1.21- Figura representa os erros devido a falta de uma gestão correcta. [3]

Gestão é prevenção!

O mundo está cada vez mais competitivo, os projectos estão cada vez mais complexos, logo uma empresa que se queira manter competitiva tem de integrar estas alterações.

Dai ser necessário, melhorar a assessoria, contratando pessoas que tenham profundo conhecimento da função que vão desempenhar, promoções coerentes, trabalho orquestrado pelos diversos gestores com um objectivo comum: oferta de um produto final que satisfaça os objectivos comuns.

1.11- Identificação e enquadramento do estagiário na pirâmide do “Concept Management”

Através da apresentação anteriormente elaborada acerca do “Concept Management”, é possível ter uma noção do que é, e qual o objectivo. É perceptível no trabalho apresentado quais as principais vantagens deste conceito, em qualquer tipo de projecto quando a ele aplicado.

Neste ponto pretende identificar-se dentro da estrutura global da empresa, responsável pelo projecto “Skylander SK 105” ao qual se aplica o conceito de gestão de projecto qual a posição e função, enquadramento do estágio, na empresa GECI.

Este estágio teve como objectivos propostos: adquirir sólidos conhecimentos na área da aeronáutica, e o desenvolvimento de propostas com vista ao melhoramento do projecto alvo de estudo. Como tal, e para cumprimento dos objectivos descritos, o estágio foi integrado no departamento responsável pelos projectos a serem desenvolvidos para o Skylander, em Toulouse. O departamento destinado ao projecto em causa era constituído por uma equipa de Engenheiros e Designers, da qual fizemos parte, trabalhando de uma forma polivalente. Enquanto membro deste departamento, o nosso trabalho do estágio foi desenvolvido quer na área de design quer no domínio do cálculo (stress).

Tal, só foi possível devido à organização e à estrutura da empresa, uma vez que ambas as equipas trabalhavam com o mesmo método, linguagem e base de dados, o que nos permitiu alternar entre as duas equipas sempre que necessário.

Pelo facto do trabalho ser realizado em conjunto e de uma forma dependente, esta equipa tem de trabalhar usando sempre à “mesma linguagem” entre ambas as partes (Design/Stress), de modo a evitar desvios. Estes traduzem-se em atrasos e prejuízos que não desejáveis. Esta optimização e flexibilidade foram visíveis nos resultados obtidos, uma vez que permitiu ao autor responder às necessidades na área do design e ou no “stress” consoante a necessidade. Para nós, pessoalmente, esta dinâmica afigurou-se como uma mais-valia adquirida pelo desempenho prático nos dois sectores. Para a empresa, a aplicação do conceito “Concept Management” refere-se só a um departamento específico, traduz-se numa efectiva optimização e flexibilização de recursos.

Tal foi de igual modo visível, a uma escala muito superior, aquando da alteração do estágio, para uma outra zona do país, Metz, Chambley. Aqui, a grande maioria das pessoas eram estrangeiras, como nós, quer isto dizer vindas também de outros pólos da mesma empresa mas de países diferentes. Nomeadamente da Roménia, onde o trabalho que desenvolviam era igualmente no âmbito do projecto Skylander. Foi possível verificar e constatar, que o método de trabalho, base de dados assim como “linguagem usada” era igual ao já anteriormente usado, em Toulouse, facilitando muito a integração dos estagiários neste novo pólo da empresa. A aplicação do conceito, permitindo reduzir muito, o tempo de adaptação à empresa e ao método de trabalho, e desta mesma forma, minimizou ao máximo o risco de ocorrência de erros e ou desvios no projecto.

No que diz respeito à delegação de funções e tarefas, em Toulouse, cada uma das equipas tinha um “Team Leader” responsável pelo grupo (Stress e Design), em cada um delegava na sua área. Nos casos em que havia pessoas que trabalhavam nas duas áreas, os trabalhos eram atribuídos por prioridades. Recorrendo à figura 2.14, é possível visualizar as hierarquias de uma forma mais clara, sendo que os “Team Lider”, estão situados no patamar “1st Delegation Level” e os restantes membros da equipa no

“2st Delegation Level”. Com a mudança do estágio houve alteração das hierarquias, uma vez que a pessoa responsável pelo acompanhamento do estágio passou a ser o “Structural Manager”, este situado no primeiro patamar da estrutura hierárquica “Project Manager”, sendo ele a delegar directamente as tarefas a serem realizadas no estágio.

Capítulo 2-Struts Trade off Architecture

2.1-Introdução “Trade Off”

O “Struts Trade off Architecture” já se encontrava em estudo quando se iniciou este estágio profissional, daí que esta participação não foi integral.

O estudo foi requerido com o objectivo de propor uma solução diferente, com o intuito de melhorar a estrutura em termos de engenharia, assim como o método de concepção das diferentes partes que a constituem, melhorando simultaneamente o design do avião

A zona alvo de estudo é a estrutura central do avião, isto é, a zona de fixação da asa central do aparelho com o trem de aterragem do mesmo.

Esta pesquisa contempla toda a parte de design da estrutura central do avião, assim como, todo o cálculo necessário para a realização do pré-dimensionamento da mesmo.

Na análise a realizar a esta estrutura é tido como crítico o caso em que o avião aterra na pista sobre uma só roda, sendo esta a análise crítica para o trem de aterragem assim como para a asa central. Visto que uma das grandes alterações a nível estrutural se prende com a alteração da asa principal, passando esta de duas asas (a asa inicial é dividida em duas metades: esquerda e direita, fixas na parte lateral da estrutura do avião) para uma só asa contínua e assente na parte superior do avião.

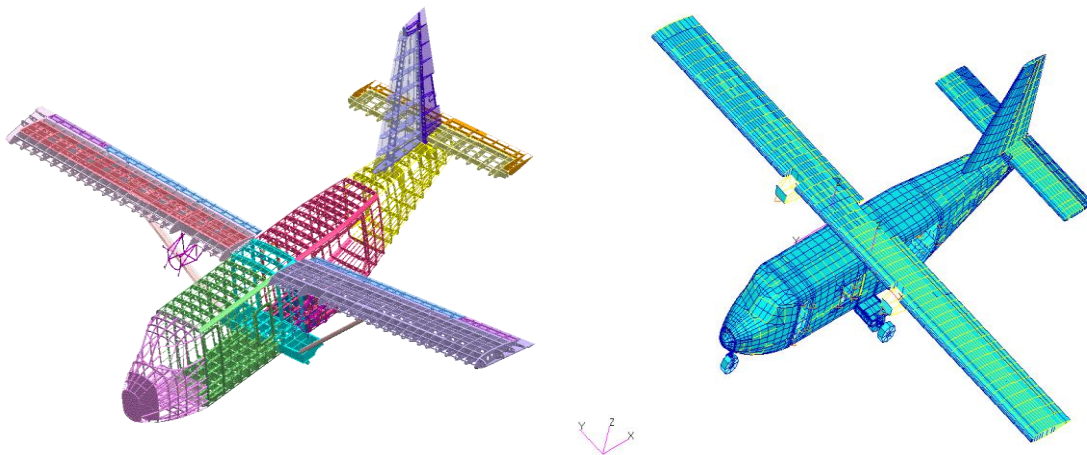


Fig. 2.1- Modelo da “Base Line” á esquerda e modelo de elementos finitos do “Trade Off” á direita.

Esta mudança visa eliminar a estrutura de suporte usada para cada asa no design inicial, uma vez que neste estava contemplado o uso de duas barras (uma por asa) para suportar o peso, estando essa barra apoiado no trem de aterragem e ligada a meio da asa.

2.2-Comparação das arquitecturas da “Base Line” e do “Trade Off”

2.2.1-Pórticos principais da estrutura central do avião

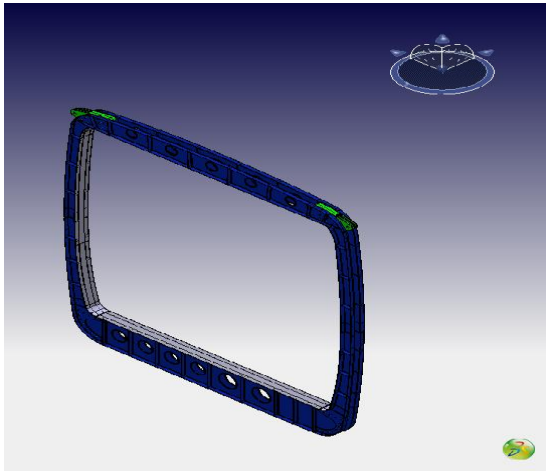


Fig.2.2- Pórtico da “Base Line”

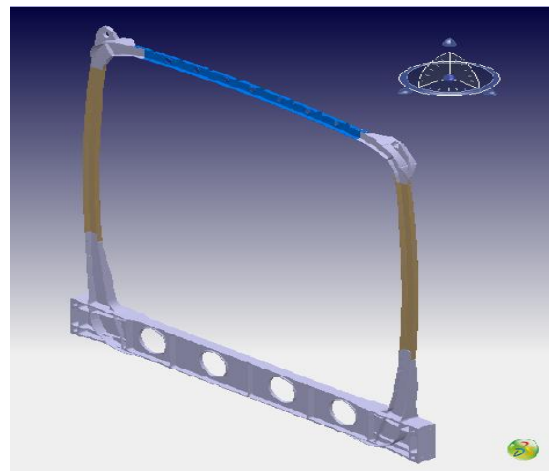


Fig.2.3-Pórtico proposto para o “Trade Off”

Nas figuras 2.2 e 2.3 é possível visualizar as principais alterações propostas ao pórtico da “Base Line”. O pórtico proposto inicialmente é constituído por duas peças conformadas, nas quais estão inseridos os apoios para fixar a asa. O pórtico proposto no “Trade Off”(fig.2.3) é todo ele constituído por peças maquinadas, das quais fazem parte os apoios. O pórtico do “Trade Off”, na sua parte inferior contém uma alteração relativamente ao pórtico inicialmente proposto, que é a estrutura de suporte para o trem de aterragem principal.

2.2.2- Conjunto dos três pórticos da estrutura central do avião

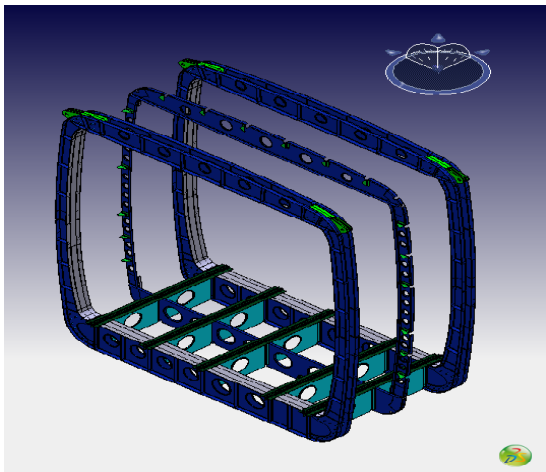


Fig.2.4- Conjunto dos três centrais pórtico da “Base Line”

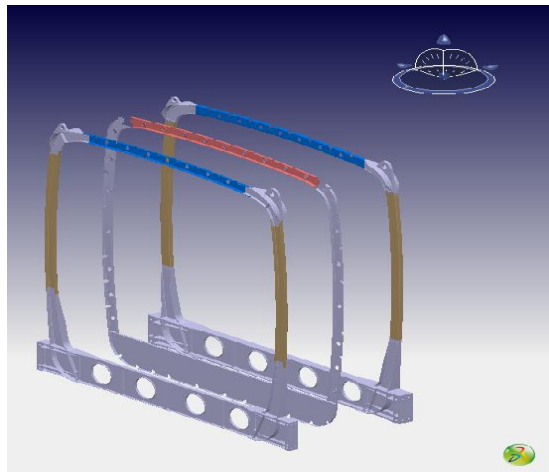


Fig.2.5-Conjunto dos três pórtico propostos para o “Trade Off”

Nos conjuntos dos pórticos apresentados (fig. 2.4 e 2.5) é possível visualizar as principais alterações ao nível da estrutura principal. Esta estrutura é a parte central do avião, que é constituída por três pórticos, sendo nestes que são fixas as asas. Na proposta inicial, a fixação é feita directamente, e no caso da proposta do “Trade Off” é feita por intermédio de uma sistema de ligação (fig.2.11) entre a asa e a estrutura.

2.2.3-Asa esquerda da “Base Line” e metade do “Trade off”

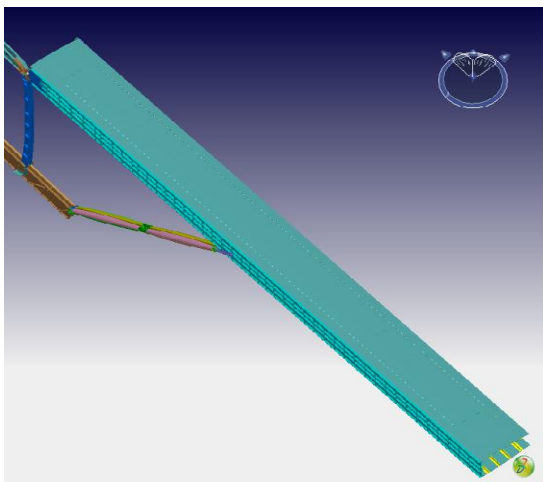


Fig.2.6- Asa esquerda da “Base Line”

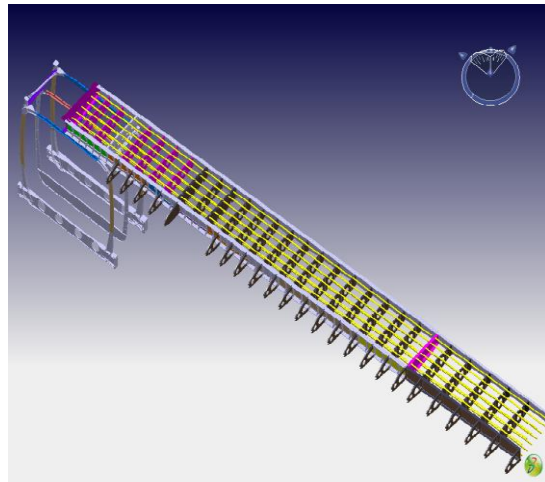


Fig.2.7-Métade da asa esquerda da proposto para o “Trade Off”

As diferenças entre a asa proposta para a “Base Line” e para o “Trade Off”, podem ser visualizadas nas figuras 2.6 e 2.7. A asa apresentada na “Base Line” é uma asa independente para cada lado do avião, não havendo conexão directa entre elas, isto é, a ligação entre elas é feita por intermédio dos pórticos centrais, uma vez que cada asa está directamente ligada a estes. A grande alteração na solução apresentada no “Trade Off” é a asa ser inteira, sendo esta uma só. Neste caso, a ligação da asa à estrutura principal já não é feita directamente aos pórticos como foi referido anteriormente (fig.2.11). Esta alteração interfere ainda com o design do avião, provocando uma alteração no seu aspecto visual, uma vez que inicialmente, pelo facto da asa estar dividida em duas, estas metades eram fixas na parte lateral da estrutura, não sendo o mesmo possível no caso da asa inteira, passando esta para a parte superior da estrutura central, alterando assim, a forma da fuselagem.

2.2.4-Trem de aterragem e pórticos principais

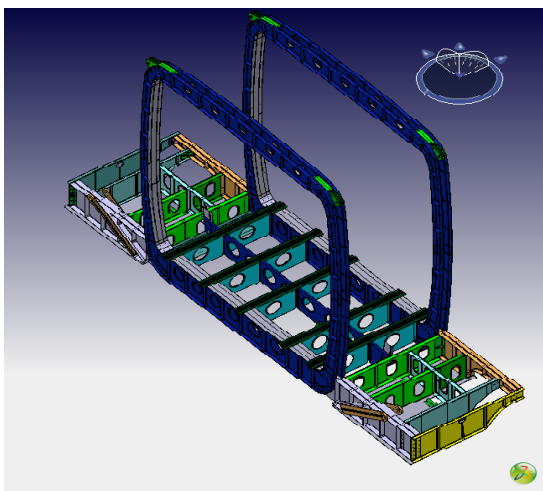


Fig.2.8- Estrutura do trem de aterragem da “Base Line”

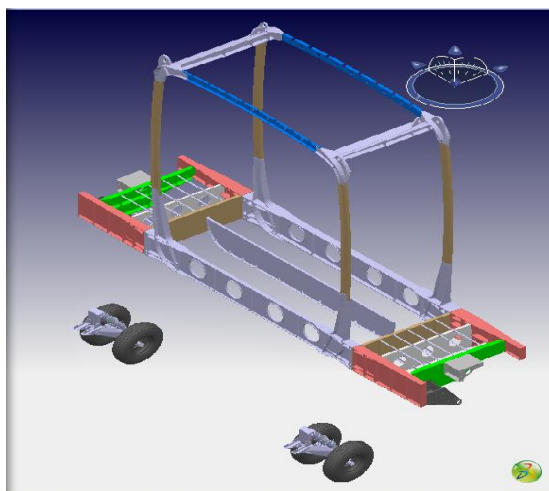


Fig.2.9-Estrutura do trem de aterragem do “Trade Off”

A estrutura do trem de aterragem das figs.2.8 e 2.9 apresenta algumas alterações, sendo parte destas devidas às modificações realizadas nos pórticos e na asa. Em relação à alteração realizada na asa,

na situação inicial havia um apoio da asa que estava directamente ligado à estrutura do trem de aterragem, obrigando o trem suportar o peso do avião durante a aterragem bem como o peso da asa. Na proposta do “Trade Off” tal já não é necessário, o que permite a utilização de uma estrutura mais simples e menos robusta.

A alteração dos pórticos trouxe alguma alteração ao trem da aterragem, pelo facto de toda a estrutura de ligação entre o trem e o pórtico ter sido alterada.

2.2.5-Sistema de ligação das asas a estrutura central do avião

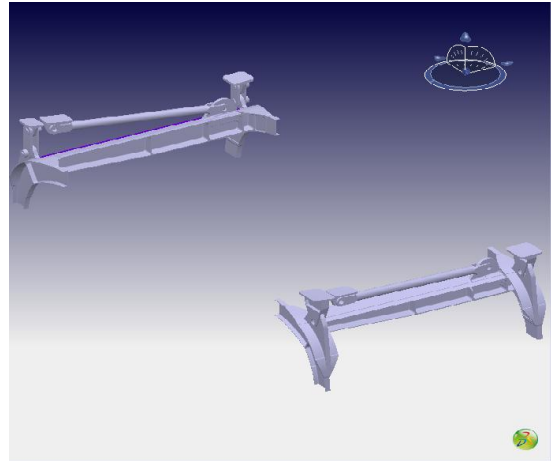
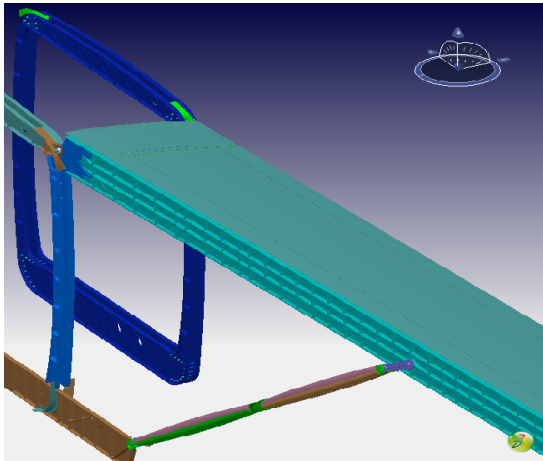


Fig.2.10- Ligação da asa a estrutura do principal da “Base Line” Fig.2.11- Sist. de ligação entre a estrutura e a asa do “Trade Off”

Os sistemas apresentados nas figuras 2.10 e 2.11 são referentes ao sistema de conexão da asa aos pórticos, permitindo a visualização das diferenças, quer da posição de conexão da asa aos pórticos, quer da alteração da própria conexão.

A conexão inicialmente proposta é realizada na parte lateral de cada pórtico, sendo estas duas ligações responsáveis por impedir os movimentos segundo os eixos X e Y, e o terceiro apoio entre o trem de aterragem e a asa é responsável por bloquear o movimento segundo o eixo Z.

No sistema apresentado no “Trade Off”, a fixação da asa é feita pela parte superior dos pórticos, sendo esta ligação possível através do sistema de ligação agora apresentado (fig. 2.11). Este sistema contém nas extremidades dois apoios em paralelo, fazendo parte dos pórticos e cada um desses apoios são responsável por bloquear os movimentos segundo os eixos X e Y. Existe uma viga entre os dois apoios, à qual estes estão ligados. A viga que liga os dois apoios contém um terceiro apoio, e a este apoio está conectado um tirante entre a asa e a viga, não permitindo assim rotação da asa em relação à estrutura.

2.2.6-Ligação da asa através do sistema de fixação aos pórticos

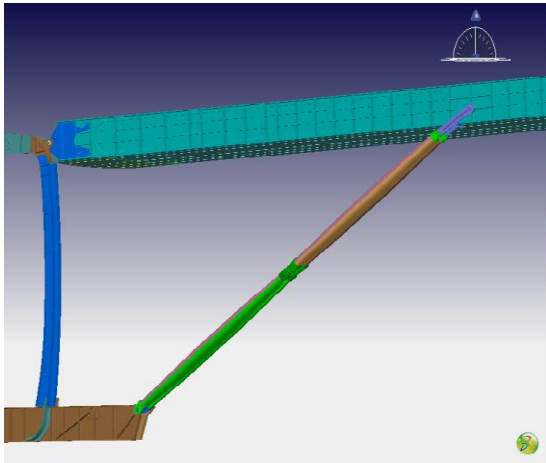


Fig.2.12- Conexões entre a asa e a estrutura principal “Base Line”

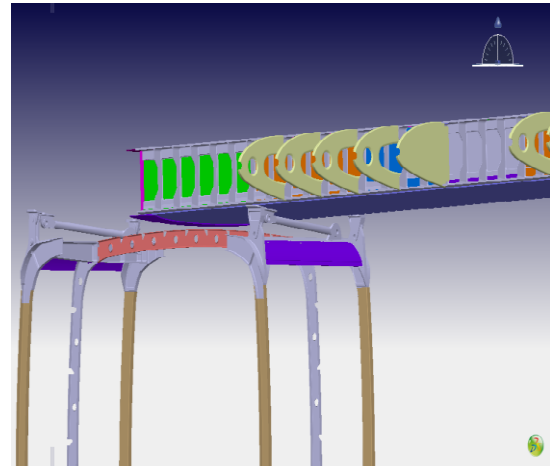


Fig.2.13-Conexão entre o pylon e a asa “Trade Off”

O posicionamento da asa em relação aos pylons é facilmente perceptível nas figuras 2.12 e 2.13, assim como a conexão da asa à própria estrutura.

2.2.7-Localização das principais alterações “Base Line” Vs “Trade Off”



Fig.2.14- Imagem do Skylander “Trade Off”

A figura 2.14 é referente ao avião Skylander SK 105 versão “Trade Off”, sendo visível uma numeração que corresponde (Tabela 2.1) às zonas alvo de estudo do “ Struts Trade off Architecture”. Cada número corresponde a uma parte da estrutura, apresentadas anteriormente no ponto 2.2 (Comparação das arquitecturas do “Base Line” e do “Trade Off”).

De modo a clarificar os resultados obtidos neste estudo, calculou-se o massa de cada componente (Tabela 2.2), para deste modo se poder estabelecer uma comparação, visto o factor peso numa aeronave ser muito importante.

Tabela 2.1- Correspondência da figura apresentada (fig.2.14).

Numeração	Correspondência	Designação
1	Figura 1.13	Ligação asa estrutura (pórticos)
2	Figura 1.5	Pórticos
3	Figura 1.9	Trem de aterragem Principal
4	Figura 1.7	Asa

Tabela 2.2-Tabela de comparação da massa das estruturas em estudo.

	“base line”	“Trade Off”	Varição ½ Avião	Varição Avião
Fuselagem central				
Pórtico frontal da asa	25.8	6.8		-19
Pórtico intermédio	4.7	4.3		0
Pórtico traseiro da asa	24.4	6.9		-17
Estrutura do trem de aterragem	9	0.0		-9
	63.9	18.1		-45.9
Asa ½				
Longarina principal	52.7	62.2	9.5	19
Longarina traseira	19.9	25.6	6.7	13
Vigas da estrutura	13.8	28.7	14.9	30
Ligações	5	10.7	5.7	11
Painel superior	73.7	119.3	45.6	91
Painel inferior	68.4	118.9	50.5	101
“Rod”	30	0	-30	-60
	262.5	365.4	102.9	205.7
Conexão aerodinâmica asa/estrutura				
Cata-vento (fuselagem)	3.8	12.7	0	9
Estrutura de suporte do cata-vento	0.6	2.3	0	2
	4.4	14.987	0	10.587

*- Os valores apresentados na tabela anterior vêm expressos em kg.

2.3-Método de Extração dos Resultados pelo Método dos Elementos Finitos

FEM – N, T, M no centro de gravidade de cada ponto da viga.

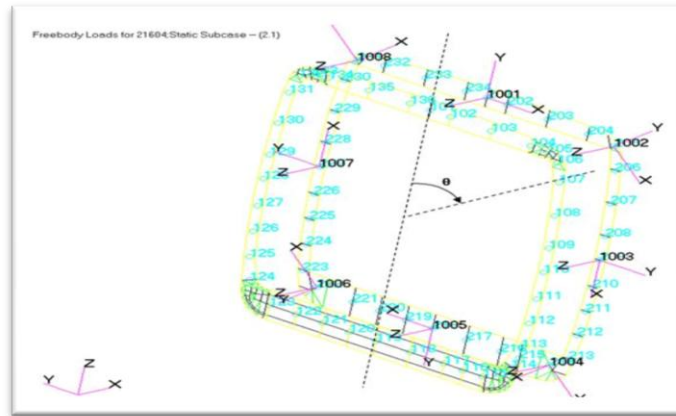


Fig.2.15- Modelo de elementos finitos da estrutura em análise.

2.3.1- Representação dos elementos que constituem cada ponto em análise:

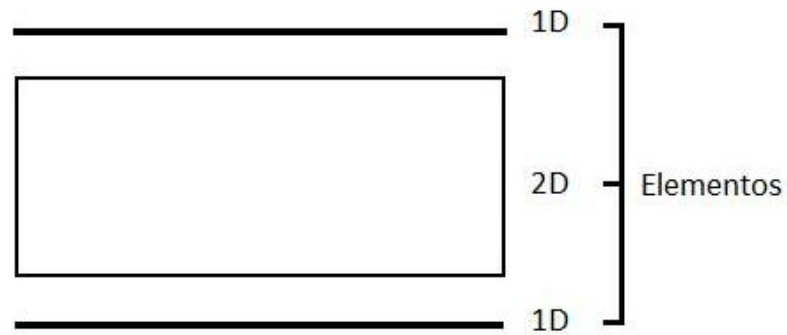


Fig.2.16- Tipo de elementos que constituem estrutura em análise.

2.3.2- Localização dos pontos médios no centro de gravidade da estrutura:



Fig.2.17- Representação do centro de gravidade de cada elemento da estrutura.

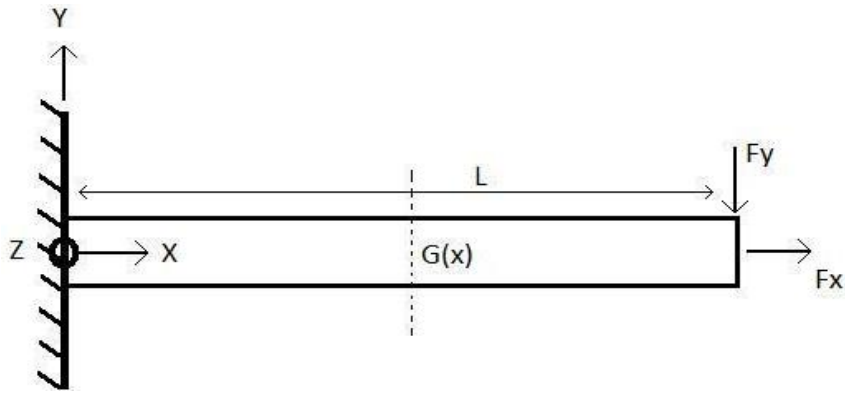


Fig.2.18- Representação da análise realizada a cada elemento.

$$\{v\}_G = \begin{Bmatrix} N & M_x \\ T_y & M_y \\ T_z & M_z \end{Bmatrix}_G = \begin{Bmatrix} N & 0 \\ T_y & 0 \\ 0 & M_z \end{Bmatrix}_G \quad (2.1)$$

Da anterior análise obtêm-se:

$$\begin{cases} N = F_x \\ T_y = -F_y \\ M_z = -F_y \times (L - x) \end{cases} \quad (2.2)$$

Sendo:

N = Forças segundo x

T_y = Forças segundo y

M_z = Momento gerado no ponto G

A análise é feita no ponto G (centro de gravidade) ao longo da viga, sendo que o resultado da análise (1.2) realizada a cada elemento é transposto para o elemento seguinte no ponto G , o qual ira ser analisado tendo em conta o elemento anterior ao qual está associado.

2.3.3-Análise computacional

A função utilizada em Patran para a análise em questão foi:

Patran's Freebody Funtion

O Patran analisa: F_x, F_y, M_z no centro de Gravidade da viga (ponto G).

A instrução anteriormente referida analisa cada elemento e faz a transferência dos dados (Soma do $N_1 + T_1 + M_1, N_2 + T_2 + M_2, N_3 + T_3 + M_3$), para o ponto G situado entre o elemento em análise e o elemento anterior, num ponto médio do elemento, isto é:

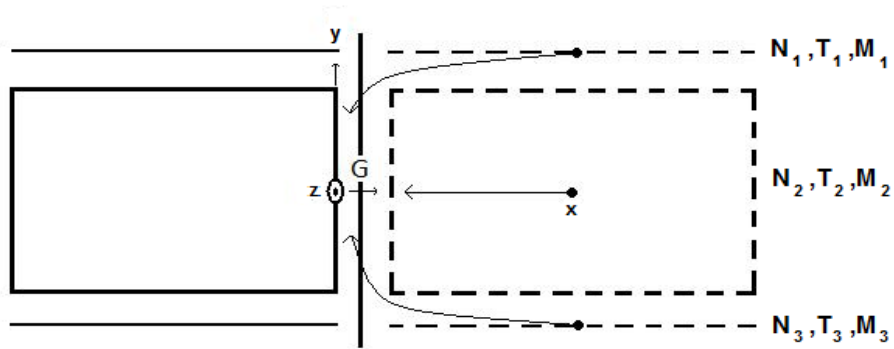


Fig.2.19- A imagem representa a transferência dos dados do elemento para o ponto G.

Cada pórtico é considerado sendo uma viga, embora a geometria na verdade não o seja, mas como a análise é feita para cada ponto médio entre elementos, e sendo esta realizada para efeito de pré-dimensionamento da estrutura, não irá criar problemas uma vez que é uma aproximação.

2.4- Cálculo da Geometria – Todas as Medidas (Inércia, Áreas)

Para a realização de um estudo de pré-dimensionamento de uma estrutura, é necessário definir em primeiro lugar a estrutura em termos geométricos, pois só assim é possível estudar o comportamento da mesma quando sujeita aos esforços (Ponto 2.3 – Extracção dos resultados do M.E.F) para a qual foi projectada.

No caso em particular deste estudo, essa análise terá que ser feita inicialmente para cada elemento em particular. Através da análise em particular de cada elemento, obter-se todas a suas características em relação a sua geometria, uma vez que não são peças com geometria vulgares ou standard, após a a realização do mesmo para cada elemento, é feita a análise da estrutura completa.

2.4.1- Regra 15t

Caso a “Fuselagem” se encontre em compressão, adopta-se a seguinte regra.

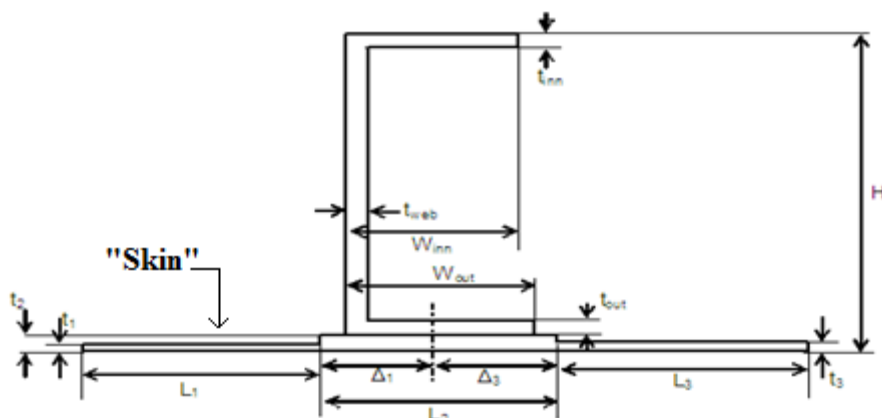


Fig.2.20- Imagem de um perfil assente sobre uma placa (Fuselagem) [2]

$$L_i = \text{Min}(15 \times t_i; t_i + \Delta_i) - \Delta_i \text{ para } L_1 \& L_3 \quad (2.1)$$

Para o dimensionar do comprimento da largura da aba na “Fuselagem”, usa-se por norma a regra do “15t”, isto é, quinze vezes o valor a espessura da mesma.

Nos casos em que está regra não é aplicável de se aplicar, recorre-se ao Método de Von Karman’s, aplicando a fórmula 2.1.

2.4.2-Secção corrente
 - Parâmetros

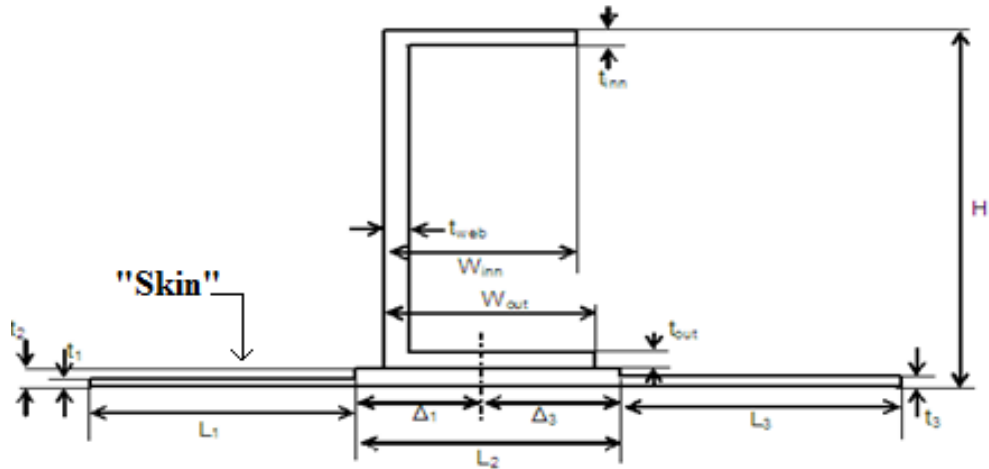


Fig.2.21- Imagem de um perfil assente sobre uma placa (Fuselagem) [2]

Tabela 2.3-Método de cálculo das áreas

Elemento	Área
Aba interior	$S_{inn} = W_{inn} * t_{inn}$
Aba exterior	$S_{out} = W_{out} * t_{out}$
Alma	$S_{web} = (H - t_2 - t_{out} - t_{inn}) * t_{web}$
“Fuselaje”	$S_i = L_i * t_i$
Área de aplicação das cargas normais	$S = S_{inn} + S_{out} + S_{web} + \sum_{i=1}^3 S_i$
Área de aplicação das cargas transversais (corte)	$S_{shear} = S_{web}$

[2]

A tabela 2.3 apresenta o método usado no cálculo das áreas dos elementos que constituem a estrutura, assim como, o cálculo das áreas onde são aplicadas as cargas. O estudo realizado em particular para a zona de aplicação das cargas, permite calcular a secção necessária para suportar a mesma, para que não haja deformação ou ruptura nessa zona crítica.

2.4.3- Posição do centro de gravidade

-G é o centro de gravidade do perfil.

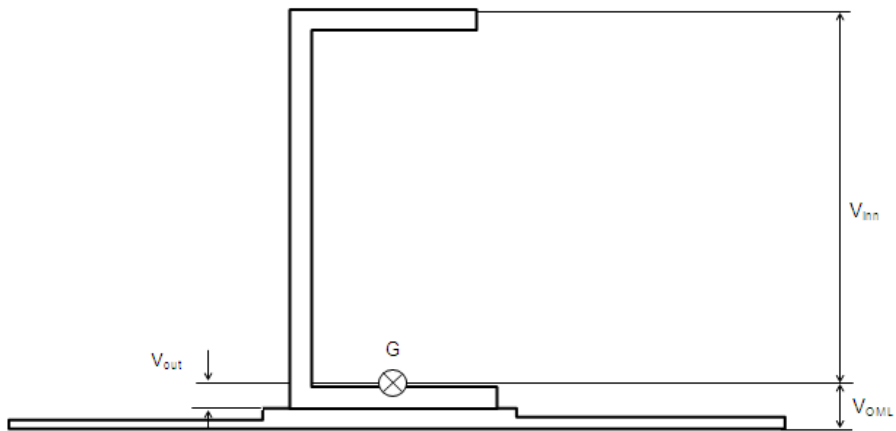


Fig.2.22- Centro de gravidade de um perfil assente sobre uma placa (Fuselagem) [2]

Tabela 2.4- Método de cálculo do centro de gravidade.

Elemento	Posição do Centro de Gravidade
Aba interior	$Z_{inn} = H - \frac{t_{inn}}{2}$
Aba exterior	$Z_{out} = t_2 + \frac{t_{out}}{2}$
Alma	$Z_{web} = t_2 + t_{out} + \frac{(H - t_2 - t_{inn} - t_{out})}{2}$
“Fuselagens”	$Z_i = \frac{t_i}{2}$
	$V_{OML} = \frac{S_{inn} * Z_{inn} + S_{out} * Z_{out} + S_{web} * Z_{web} + \sum_{i=1}^3 S_i * Z_i}{S}$

$$V_{out} = V_{OML} - t_2$$

[2]

O centro de gravidade de um qualquer elemento foi calculado recorrendo a tabela 2.4, pois a posição influencia o comportamento estrutura, e como tal é necessário identificar o C.G de cada elemento, para desta forma ser possível calcular o c.g. da estrutura toda quando acoplada.

2.4.4- Inércia

Tabela 2.5- Método de cálculo da Inércia

Elementos	Inércia
Aba interior	$I_{inn} = \frac{W_{inn} * t_{inn}^3}{12}$
Aba exterior	$I_{out} = \frac{W_{out} * t_{out}^3}{12}$
Alma	$I_{web} = \frac{t_{web} * (H - t_2 - t_{out} - t_{inn})^3}{12}$
“Fuselaje”	$I_i = \frac{L_i * t_i^3}{12}$
Inércia à flexão:	$I = I_{inn} + S_{inn} * Z_{inn}^2 + I_{out} + S_{out} * Z_{out}^2 + I_{web} + S_{web} * Z_{web}^2 + \sum_{i=1}^3 (I_i + S_i * Z_i^2) - S * V_{OML}^2$

[2]

“O **momento de inércia** mede a distribuição da massa de um corpo em torno de um **eixo de rotação**. Quanto maior for o momento de inércia de um corpo, mais difícil será fazê-lo girar. Contribui mais para a elevação do momento de inércia a porção de massa que está afastada do eixo de giro.”

Na tabela 2.5, está descrito o método de cálculo usado para calcular o momento de inércia, este cálculo é para o dimensionamento dos elementos da estrutura, pois através do cálculo do mesmo é possível determinar se o elemento em questão possui a inércia suficiente para os esforços a que este está sujeito, ajudando deste modo o projectista a dimensionar cada elemento da estrutura, pois através deste cálculo e com o conhecimento de outras variáveis é possível identificar os pontos críticos do elemento. Deste modo o projectista pode acrescentar ou retirar matéria no elemento, em pontos estratégicos, de acordo com as suas necessidades.

2.5- Material

Tabela 2.6- Material usado para o estudo do “Trade Off”

Design Mechanical and Physical Properties of Clad 2024 Aluminum Alloy Sheet and Plate																				
Specification	AMS-QQ-A-250/5																			
Form	Flat sheet and plate																			
Temper	T3								T351											
Thickness, in.	0.008-0.009		0.010-0.062		0.063-0.128		0.129-0.249		0.250-0.499		0.500-1.000 ^a		1.001-1.500 ^a		1.501-2.000 ^a		2.001-3.000 ^a		3.001-4.000 ^a	
Basis	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
Mechanical Properties:																				
F_{up} , ksi:																				
L	59	60	60	61	62	63	63	64	62	64	61	63	60	62	60	62	58	60	55	57
LT	58	59	59	60	61	62	62	63	62	64	61	63	60	62	60	62	58	60	55	57
ST	52 ^b	54 ^b	49 ^b	51 ^b
F_{op} , ksi:																				
L	44	45	44	45	45	47	45	47	46	48	45	48	45	48	45	47	44	46	39	41
LT	39	40	39	40	40	42	40	42	40	42	40	42	40	42	40	42	40	42	39	41
ST	38 ^b	40 ^b	38 ^b	39 ^b
F_{up}^c , ksi:																				
L	36	37	36	37	37	39	37	39	37	39	37	39	37	39	36	38	35	37	33	35
LT	39	40	39	40	40	42	40	42	40	42	40	42	40	42	40	42	40	42	39	41
ST	46	48	44	47
F_{up}^d , ksi:																				
L	37	37	37	38	38	39	39	40	37	38	36	37	35	37	35	37	34	35	32	34
F_{br}^e , ksi:																				
(e/D – 1.5)	96	97	97	99	101	102	102	104	94	97	92	95	91	94	91	94	88	91	83	86
(e/D – 2.0)	119	121	121	123	125	127	127	129	115	119	113	117	111	115	111	115	107	111	102	106
F_{br}^f , ksi:																				
(e/D – 1.5)	68	70	68	70	70	73	70	73	69	72	69	72	69	72	69	72	69	72	67	70
(e/D – 2.0)	82	84	82	84	84	88	84	88	82	86	82	86	82	86	82	86	82	86	80	84
e , percent (S-basis):																				
LT	10	...	^a	...	15	...	15	...	12	...	8	...	7	...	6	...	4	...	4	...
E , 10 ³ ksi:																				
Primary	10.5								10.7											
Secondary	9.5				10.0				10.2											
E_c , 10 ³ ksi:																				
Primary	10.7								10.9											
Secondary	9.7				10.2				10.4											
G , 10 ³ ksi																				
...												0.33								
μ																				
...												0.33								
Physical Properties:																				
ω , lb/in. ³												0.100								
$C, K, \text{ and } \alpha$																				
...																				

MMPDS-01
31 January 2003

[1]

A tabela 2.6 contém as especificações técnicas do material utilizado, para a realização dos cálculos de pré-dimensionamento das estruturas.

O material usado foi predefinido pelo responsável do projecto para este tipo de estrutura. Contudo, dentro desta categoria de material, há diferenças a nível de cálculo. Isto é, o material a usar é sempre o mesmo, mas para efeitos de cálculo há variação a nível de coeficientes de base, existindo assim dois tipos “A” e “B”.

As categorias “A” e “B” tem diferentes propriedades, sendo que a escolha de cada uma destas categorias varia com a peça em análise.

Para peças cuja falha (ruptura) inviabiliza o normal funcionamento do aparelho, pondo em causa vidas, ou haja o risco do aparelho se despenhar, é sempre usada a categoria A. Para as restantes peças, são usados para fim de cálculo coeficientes tipo “B”, visto não serem peças de primeira classe, isto é, são peças que em caso de falha o aparelho não corre o risco de se despenhar.

2.6-Método numérico baseado no ECM “Engineering Coordination Memo”, numericamente admissível:

2.6.1- Tensão admissível e fluxo de corte

-Tensão admissível na curva do perfil na aba superior e inferior:

$$\sigma_{loc_corr} = k_c \frac{\eta_1 \times E_c \times \pi^2}{12(1-\nu_e^2)} \left(\frac{t}{w'}\right)^2 \quad (4.1)$$

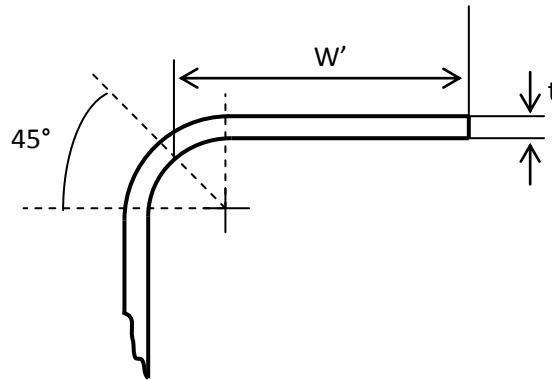


Fig.2.23 – Raio de concordância entre a alma e a aba. [2]

Coeficiente de segurança:

$$k_c = 0.43$$

Coeficiente de deformação plástica:

$$\eta_1 = \left(\frac{1-\nu_e^2}{1-\nu^2}\right) \frac{E_s}{E_c} \quad (4.2)$$

2.6.2- Rebite de suporte devido à instabilidade:

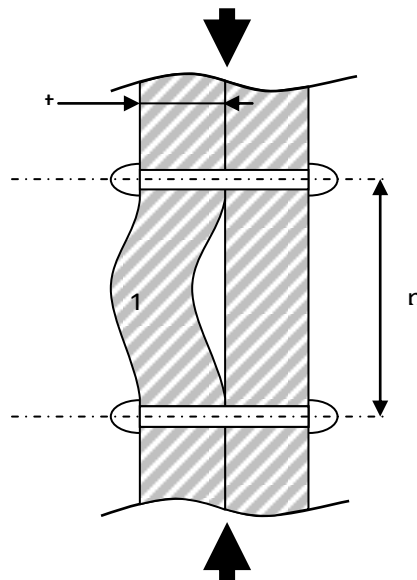


Fig.2.24- Deformação ocorrida devido o fenómeno de instabilidade, provocado pelas forças que actuam a compressão na secção. [2]

A figura 2.24 permite visualizar o fenómeno que ocorre quando há instabilidade nas secções ligadas por rebites, neste caso, devido ao facto de as secções se encontrarem sujeitas a duas forças com o mesmo sentido (compressão).

Para evitar estes fenómenos é necessário um estudo prévio, de modo a dimensionar o rebite.

-Tensão admissível do rebite:

$$\sigma_{IR_corr} = \eta \frac{\pi^2 \times E_c}{5 \times 12} \left(\frac{t}{K \times \rho} \right)^2 \quad (4.3)$$

Sendo:

Coefficiente “*Countersunk*”² rebite:

$$K = 0.66$$

Coefficiente de segurança para o cálculo da espessura da cabeça do rebite:

$$K = 0.54$$

Coefficiente de deformação plástica:

$$\eta_5 = \frac{E_t}{E_c} \quad (4.4)$$

2.6.3- Deformação lateral

- Secção sem reforço

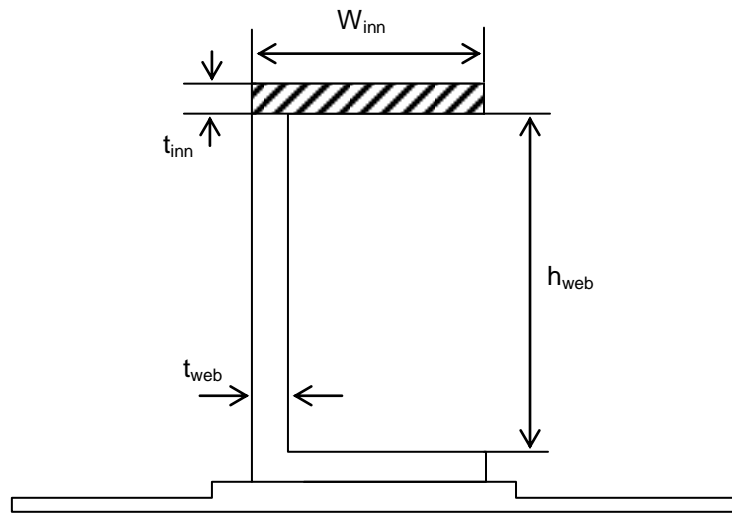


Fig.2.25- Perfil com cotas das secções. [2]

$$h_{web} = H - t_2 - t_{inn} - t_{out} \quad (4.5)$$

² “*Countersunk*” - coeficiente utilizado para compensar o chanfre feito para embeber a cabeça do parafuso (rebite).

-Rigidez elástica no ponto central:

$$m_0 = \frac{L}{\pi} \sqrt[4]{\frac{\beta}{E_c \times I_{z_inn}}} \quad (4.6)$$

Onde β é expresso:

$$\beta = \frac{E_c}{4} \left(\frac{t_{web}}{h_{web}} \right)^3 \quad (4.7)$$

Assim sendo, temos:

se: $m_0 < 1, m_1 = 1$ caso contrario $m_1 = \text{INT}(m_0); m_2 = \text{INT}(m_0) + 1$

$$\sigma_{lat}(m_0) = \frac{2}{S_{inn}} \sqrt{E_c \times I_{z_inn} \times \beta} \quad \text{onde } S_{inn} = t_{inn} \times W_{inn}$$

$$\sigma_{lat}(m_i) = \frac{\sigma_{lat}(m_0)}{2} \left(\left(\frac{m_i}{m_0} \right)^2 + \left(\frac{m_0}{m_i} \right)^2 \right)$$

$$\sigma_{lat} = \min[\sigma_{lat}(m_1), \sigma_{lat}(m_2)] \quad (4.8)$$

Inércia da secção é expressa:

$$I_{z_inn} = \frac{t_{inn} \times W_{inn}^3}{12} \quad (4.9)$$

Coefficiente de deformação plástica:

$$\eta_5 = \frac{E_t}{E_c} \quad (4.10)$$

Assim sendo a tensão admissível é dada:

$$\sigma_{lat_corr} = \eta_5 \times \sigma_{lat} \quad (4.11)$$

2.6.4-Instabilidade lateral da alma

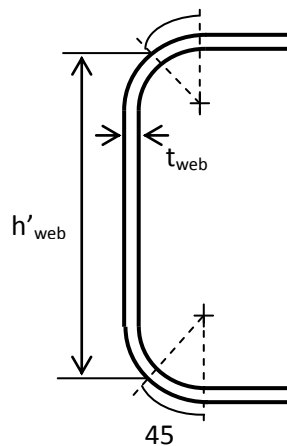


Fig.2.26- Perfil com cotas das secções. [2]

De modo a evitar instabilidade (“Buckling”) da alma deve fazer-se uma análise das condições ao qual vai estar sujeito, para ser possível dimensionar correctamente a secção da alma do perfil.

- À compressão

Tensão admissível:

$$\sigma_{comp_web_corr} = k_c \frac{\eta_3 \times E_c \times \pi^2}{12(1-\nu_e^2)} \left(\frac{t_{web}}{h_{web}} \right)^2 \quad (4.12)$$

$$k_c = 4$$

Coefficiente de deformação plástica:

$$\eta_3 = \eta_1 \times \left(0.5 + 0.25 \times \sqrt{1 + 3 \frac{E_t}{E_s}} \right) \quad (4.13)$$

-Ao corte

Tensão admissível:

$$\tau_{shear_web} = K_s \frac{E_c \times \pi^2}{12(1-\nu_e^2)} \left(\frac{t_{web}}{h_{web}} \right)^2 \quad (4.14)$$

Coefficiente de segurança:

$$k_s = 5.35$$

Coefficiente de deformação plástica:

$$\eta_6 = \left(\frac{1+\nu_e}{1+\nu} \right) \frac{E_s}{E_c} \quad (4.15)$$

Obtêm-se então:

$$\sigma_{eq} = \tau_{shear_web} \times \sqrt{3} \quad (4.16)$$

- Deformação da alma quando sujeita a momento

Tensão admissível:

$$\sigma_{bend_web} = K_b \frac{\eta_3 \times E_c \times \pi^2}{12(1-\nu_e^2)} \left(\frac{t_{web}}{h_{web}} \right)^2 \quad (4.17)$$

Coefficiente de segurança:

$$k_b = 23.9$$

Correcção devido à plasticidade:

$$\eta_3 = \eta_1 \times \left(0.5 + 0.25 \times \sqrt{1 + 3 \frac{E_t}{E_s}} \right) \quad (4.18)$$

2.7– N T M como meio de cálculo da Tensão

2.7.1 -Vector

Os dados de entrada do Vector (N, T, Mf)

- Secções correntes e secções com pequenos furos:

O vector usado, $(N_{\frac{i}{i+1}}, T_{\frac{i}{i+1}}, Mf_{\frac{i}{i+1}})$, para validar a secção corrente entre as vigas i&i+1 são:

$$N_{\frac{i}{i+1}} = \frac{N_i + N_{i+1}}{2} \quad T_{\frac{i}{i+1}} = \frac{T_i + T_{i+1}}{2} \quad Mf_{\frac{i}{i+1}} = \frac{Mf_i + Mf_{i+1}}{2} \quad (5.1)$$

Onde (N_i, T_i, Mf_i) é o vector da viga de referencia i.

- Secções em vigas:

O vector usado $(N_{\frac{i}{i+1}}, T_{\frac{i}{i+1}}, Mf_{\frac{i}{i+1}})$ para Validar as secções nas vigas i são directamente extraídos do

FEM. [2]

2.8-cálculo da tensão e do fluxo

Nota os parâmetro S, I & , V_{OML} dependem dos parâmetros L_1 & L_3 . A camada externa em tensão, L_1 & L_3 tem metade do comprimento do painel. Quando a camada externa, está em compressão, L_1 & L_3 estas são calculadas graças à regra 15t, ou por vezes pelo método Von Mises, isto quando a regra 15t não o permite. [2]

2.8.1- Fuselagem Stresses

- Compressão:

$$\sigma_{skin} = \frac{N}{S} + \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{OML} \quad (6.1)$$

- Tracção:

Secção corrente:

$$\sigma_{Skin} = K_{t_skin} \times \left(\frac{N}{S} + \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{OML} \right) \quad (6.2)$$

Secções nas vigas:

$$\sigma_{Skin} = \left(\frac{N}{S} + \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{OML} \right) \quad (6.3)$$

2.8.2- Stress na aba exterior

- Compressão:

$$\sigma_{out} = \frac{N}{S} + \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{out} \quad (6.4)$$

- Tracção:

$$\sigma_{out} = K_{t_out} \times \left(\frac{N}{S} + \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{out} \right) \quad (6.5)$$

2.8.3- Tensão na aba inferior

-Compressão:

$$\sigma_{Skin} = \frac{N}{S} - \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{inn} \quad (6.6)$$

- Tracção:

$$\sigma_{out} = K_{t_inn} \times \frac{N}{S} - \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{inn} \quad (6.7)$$

2.8.4- Tensão na alma

-Tracção/compressão:

$$\sigma_{Axial} = \frac{\left(\frac{N}{S} + \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{out}\right) + \left(\frac{N}{S} - \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{inn}\right)}{2} \quad (6.8)$$

-Corte:

$$\tau_{shear} = \frac{T}{S_{shear}} \quad (6.9)$$

- Momento de flexão:

$$\sigma_{bend} = \frac{\left(\frac{N}{S} + \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{out}\right) - \left(\frac{N}{S} - \frac{Mf + N \times V_{OML}}{I} \times V_{inn}\right)}{2} \quad (6.10)$$

2.9- Margem de segurança

2.9.1- Compressão

- Fuselagem

Margem de segurança:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{\sigma_{skin}}{\sigma_{all_skin}} - 1\right) \quad (7.1)$$

Onde σ_{all_out} é o mínimo tensão admissível entre:

- Deformação admissível no interior da cavidade do rebite $\sigma_{IR_skin_corr}$
- F_{cy} do material da estrutura

- Aba exterior

Margem de segurança:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{\sigma_{out}}{\sigma_{all_out}} - 1\right) \quad (7.2)$$

Onde σ_{all_out} é o mínimo tensão admissível entre:

- Deformação admissível no interior da cavidade do rebite $\sigma_{IR_out_corr}$
- F_{cy} do material da estrutura

- Aba interior

Secção corrente:

Margem de segurança:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{\sigma_{inn}}{\sigma_{all_inn}} - 1\right) \quad (7.3)$$

Onde σ_{all_inn} é o mínimo tensão admissível entre:

- Deformação admissível no interior do suporte $\sigma_{loc_inn_corr}$
- Deformação lateral admissível σ_{lat_corr}
- F_{cy} do material da estrutura

Secção das vigas e secções com pequenos furos:

Margem de segurança:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{\sigma_{inn}}{\sigma_{all_inn}} - 1 \right) \quad (7.4)$$

Onde σ_{all_inn} é o mínimo tensão admissível entre:

- Deformação admissível no interior do suporte $\sigma_{loc_inn_corr}$
- F_{cy} do material da estrutura

2.9.2- Tracção

- *Fuselagem*

Margem de segurança:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{\sigma_{skin}}{F_{tu_skin}} - 1 \right) \quad (7.5)$$

- *Aba exterior*

Margem de segurança:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{\sigma_{out}}{F_{tu_out}} - 1 \right) \quad (7.6)$$

- *Aba interior*

Margem de segurança:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{\sigma_{inn}}{F_{tu_inn}} - 1 \right) \quad (7.7)$$

- *Alma sob tensão de corte*

Margem de segurança:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{\tau_{shear}}{F_{su_web}} - 1 \right) \quad (7.8)$$

2.9.3-Alma sob cargas combinadas, Compressão+Corte+Flexão

-*Cargas aplicadas*

Compressão:

$$R_c = \frac{\sigma_{Axial}}{\sigma_{all_comp_web}} \quad (7.9)$$

Onde $\sigma_{all_comp_web}$ é o mínimo tensão admissível entre:

- Deformada admissível sob compressão local $\sigma_{all_comp_web}$

- F_{cy} do material da estrutura

Corte:

$$R_s = \frac{\tau_{shear}}{\tau_{all_shear}} \quad (7.10)$$

Onde τ_{all_shear} é o mínimo tensão admissível entre:

- Deformação admissível sob corte local τ_{all_shear}
- F_{cy} do material da estrutura

Flexão:

$$R_b = \frac{\sigma_{bend}}{\sigma_{all_bend_web}} \quad (7.11)$$

Onde $\sigma_{all_bend_web}$ é o mínimo tensão admissível entre:

- Deformação admissível sob momento flector local $\sigma_{all_bend_web}$
- F_{cy} do material da estrutura

A iteração da equação utilizada para calcular o factor de reserva RF é:

$$R_c \times RF + (R_s \times RF)^2 + (R_b \times RF) \frac{1.75 \times R_c + 2 \times R_s}{R_c + R_s} = 1 \quad (7.12)$$

-Então a margem de segurança é dada:

$$SM\% = 100 \times (RF - 1) \quad (7.13)$$

Assim sendo RF:

$$RF = SM + 1 \quad (7.14)$$

2.9.4- Alma sob cargas combinadas Tracção+Corte

Cargas aplicadas:

-Tracção:

$$R_t = \frac{\sigma_{axial}}{F_{tu_web}} \quad (7.15)$$

-Corte:

$$R_s = \frac{\tau_{shear}}{\tau_{all_shear}} \quad (7.16)$$

Onde τ_{all_shear} é o mínimo tensão admissível entre:

- Deformada admissível sob momento flector local $\sigma_{shear_web_corr}$
- F_{cy} do material da estrutura

A iteração da equação utilizada para calcular a margem de segurança é:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{1}{R_s - 0.5 \times R_t} - 1 \right) \quad (7.17)$$

2.10- Critério Von Mises

- Aba superior

Segundo Von Mises a tensão é expressa:

$$\sigma_{VM_out} = \sqrt{\sigma_{out}^2 + 3 \times \tau_{Shear}^2} \quad (7.18)$$

Nota: O factor de concentração de tensão não é aplicável ao σ_{out} se a aba superior estiver sob tracção.

- A margem de segurança segundo Von Mises é expressa:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{F_{tu}}{\sigma_{VM_out}} - 1 \right) \quad (7.19)$$

- Aba inferior

Segundo Von Mises a tensão é expressa:

$$\sigma_{VM_inn} = \sqrt{\sigma_{inn}^2 + 3 \times \tau_{Shear}^2} \quad (7.20)$$

Nota: O factor de concentração de tensão não é aplicável ao σ_{inn} se a aba inferior estiver sob tracção.

A margem de segurança segundo Von Mises é expressa:

$$SM\% = 100 \times \left(\frac{F_{tu}}{\sigma_{VM_inn}} - 1 \right) \quad (7.21)$$

Síntese:

Para a realização do pré-dimensionamento dos pórticos, foi necessário elaborar uma folha de cálculo (Anexo I) capaz de realizar toda a sequência de cálculo descrita entre os pontos (2.3 e 2.10).

Só através da realização desta folha de cálculo é possível obter os resultados pretendidos, visto que cada pórtico é constituído por inúmeros pontos, e toda esta sequência de cálculo tem de ser repetida para cada ponto. De outra forma não seria possível, visto que a probabilidade de ocorrência de erros através do cálculo manual seria muito elevada.

A realização da folha de cálculo, assim como, as análises pelo método dos elementos finitos é necessária para apresentar e atestar a veracidade dos cálculos, juntamente com o projecto, para a certificação da aeronave.

Toda esta metodologia de cálculo apresentada, é a metodologia exigida pelas entidades certificadoras dos projectos aeronáuticos, para este tipo de aeronave (CS23 e JAR 25).

Capítulo 3-Pára-Brisas Frontal

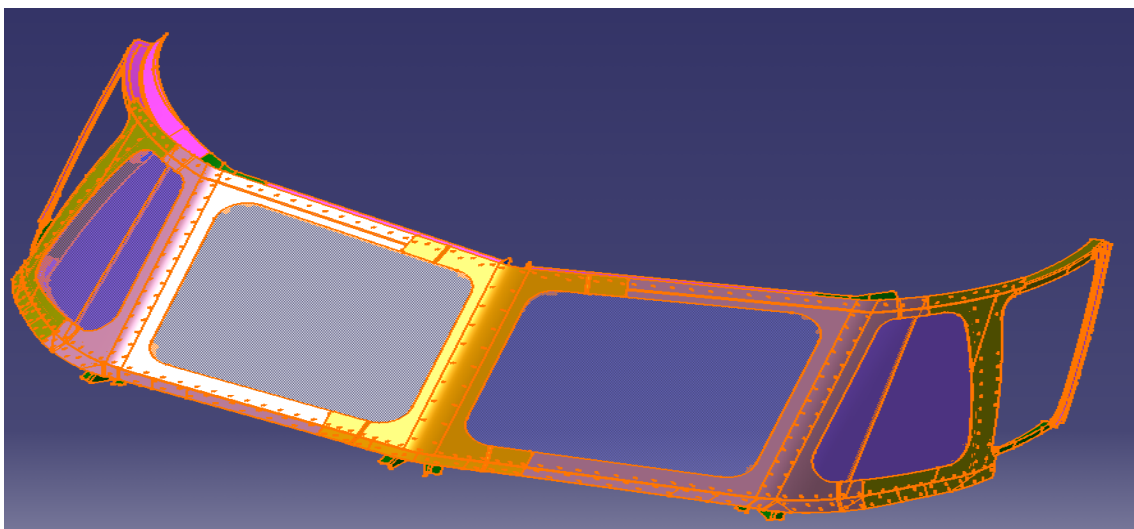


Fig.3.1- Geometria Pára-brisas Skylander SK-105

O pára-brisas frontal do Skylander SK 105 é constituído por seis vidros, sendo os dois vidros centrais planos e os restantes laterais com ligeira curvatura, sendo os posteriores possíveis de abertura. Os vidros assentam na estrutura metálica por intermédio duma borracha, cujo objectivo é permitir alguma liberdade, de modo a que quando a estrutura está sujeita a elevados esforços, ceda sem danificar os vidros ao mesmo tempo que serve de isolante, não permitindo assim a passagem de humidade ou ar entre a estrutura e o vidro.

A estrutura metálica do pára-brisas, inicialmente concebida, é constituída por inúmeras peças conformadas, ligadas entre elas por rebites. A estrutura é responsável pela passagem das forças geradas na parte superior do cockpit para a parte inferior do cockpit bem como a dissipação de parte das forças. A estrutura metálica do pára-brisas suporta ainda as forças transmitidas pela fuselagem e os vidros.

Pelo facto da estrutura ser constituída por inúmeras partes chegou-se à conclusão de que a ideia inicial não seria a melhor solução. Devido aos problemas que poderia originar, visto serem muitas peças de reduzidas dimensões ligadas por rebites, bem como o custo de produção.

Outro problema inerente a este tipo de estrutura deve-se ao facto de no final de um certo número de horas de voo os pára-brisas serem removidos para inspecção. Uma vez desmontados, as ligações rebitadas teriam de ser substituídas, por outros rebites novos com o tamanho imediatamente acima do inicial, este método poderia em algumas situações levar ao desrespeito das margens de segurança, uma vez que, algumas peças são de reduzida dimensão, logo as margens de segurança entre o rebite e os bordos da peça poderiam deixar de ser respeitados, podendo dar origem à ruptura da própria peça.

Não sendo viável a utilização do projecto inicial, foi então requerida elaboração de uma nova solução para o pára-brisas, respeitando a mesma geometria assim como os pontos de ligação da estrutura à fuselagem e ao cockpit, mas desta, utilizando peças maquinadas de modo a reduzir substancialmente o número de peças, bem como o número de ligações, e ao mesmo tempo, melhorar a eficiência da estrutura, quando sujeita aos diferentes esforços.

Embora este projecto não fosse realizado de raiz, uma vez que já tinha sido elaborado, anteriormente uma proposta, foi necessária a realização do estudo completo. Isto é, calculo dos esforços a que a estrutura supostamente irá estar sujeita e concepção de um novo design tendo em conta as alterações referidas anteriormente. Deste modo, o projecto foi dividido em duas fases. Sendo numa primeira fase efectuados os cálculos necessários para o pré-dimensionamento da estrutura e na segunda fase as alterações propostas ao nível de design.

Na primeira fase, para se obter uma aproximação dos esforços a que a estrutura irá estar sujeita foi realizado um estudo do impacto das aves no pára-brisas, visto ser este o caso mais grave contemplado no regulamento. Usando os valores resultantes no estudo, como valores de referência, para os cálculos dos esforços que a estrutura terá que suportar em condições extremas.

3.1-Análise do impacto de aves no pára-brisas frontal Skylander SK-105



Fig.3.2- Pára-brisas de uma aeronave após resistir ao impacto de uma ave. [1]

Para a concepção da estrutura do pára-brisas frontal é necessário obedecer à legislação presente no regulamento de aeronaves desta envergadura, no caso do Skylander SK105. O regulamento CS23 obriga a ter em conta o impacto de aves, de entre outras restrições e obrigações. (em anexo)

Devido à probabilidade de ocorrência de um choque entre o avião e uma ave, e partindo do pressuposto que este caso é o pior caso previsto no regulamento CS23, usam-se os resultados desta análise como valores de referência para o pré-dimensionamento da estrutura do pára-brisas frontal.

A realização deste estudo foi concebida com base no regulamento CS23, no que diz respeito às normas e restrições, assim, os valores de referência (peso da ave, velocidade, ângulo do impacto entre a ave e o pára-brisas), entre outros parâmetros.

O objectivo da realização deste estudo é assegurar que, quer a estrutura quer o vidro, em caso de impacto, assegurem as condições mínimas de navegabilidade, permitindo que o avião possa concluir a viagem em segurança.

O método de cálculo usado para este teste, foi desenvolvido para este caso. Este objecto do nosso estudo, devido à geometria e características do pára-brisas, como tal os valores arbitrados (valores não referenciados no regulamento) para os cálculos pelo método iterativo, foram sobredimensionados, tendo também em conta, a ocorrência de erros nesta fase inicial de projecto, obtendo deste modo valores conservativos.

A utilização de valores sobredimensionados prende-se também com o facto, do método não ser exacto, mas sim, uma aproximação da realidade o que nos vai garantir uma boa margem de segurança.

Todo este estudo, passada a fase de pré-dimensionamento será novamente realizado mas desta feita pelo Método dos Elementos Finitos. Sendo nesta fase o projecto reajustado para os novos valores obtidos, estes muito próximos da realidade.

3.2-Método de cálculo proposto para obtenção da pressão de impacto, causada pelo choque entre a ave e o pára-brisas:

$$W = F \times \delta \quad (3.1)$$

Sendo:

W= Trabalho

F= Força

δ = Deslocamento

Força pode ser escrita pela seguinte expressão:

$$F = \alpha P \quad (3.2)$$

Sendo:

F é proporcional à pressão P

P = Pressão (no pára-brisas)

Sendo o deslocamento escrito pela seguinte expressão:

$$\delta = \beta P \quad (3.3)$$

Sendo:

δ é proporcional à pressão P

Admitindo:

$$\ell = \beta * \alpha \quad (3.4)$$

Sendo:

ℓ = equivalente à multiplicação do coeficiente β (deslocamento) pelo α (pressão)

Deste modo podemos reescrever a expressão do trabalho da seguinte forma:

$$W = \ell * P^2 \quad (3.5)$$

O trabalho pode ainda ser expresso em ordem à variação da energia:

$$W = \Delta E_c \quad (3.6)$$

Onde:

$$\Delta E_c = E_{c_{Final}} - E_{c_{inicial}} \quad (3.7)$$

Nota: Visto que a velocidade inicial é nula, ($v_{inicial} = 0$)

Pode-se, portanto, concluir que o trabalho pode ser escrito:

$$W = E_{c_{Final}} \quad (3.8)$$

A Energia pode ser expressa:

$$E_c = \frac{1}{2} \times m \times v^2 \quad (3.9)$$

Onde:

$m = \text{massa da ave}$

$v = \text{velocidade}$

Podemos assim relacionar as expressões anteriormente deduzidas do seguinte modo:

$$E = \ell \times P^2 \text{ ou } E = E_c = \frac{1}{2} \times m \times v^2 \quad (3.10)$$

Isto é equivalente a ter:

$$\frac{1}{2} \times m \times v^2 = \ell \times P^2 = E_c = C^{te} \quad (3.11)$$

Sendo:

$E_c = \text{Energia cinética}$

Onde:

$$v = V_c \times \sin \theta \quad (3.12)$$

$V_c = \text{velocidade do avião em relação á ave}$

$\sin \theta = \text{Ângulo de impacto entre a ave e o pára – brisas}$

Usando a expressão equivalente anteriormente escrita, podemos deste modo obter ℓ :

$$\ell = \frac{E}{P^2} \quad (3.13)$$

ℓ pode ser calculado dividindo a energia pela pressão.

Substituindo ℓ na equação anterior:

$$\frac{E_t}{P_t^2} \quad (3.14)$$

Em que P_t é a pressão de teste, isto é, valor arbitrado para a iteração, $P_t=1000$ Mpa (conservativo).

Através do modelo de elementos finitos (MEF) do cockpit do avião, “Skylander Sk 105”, com ajuda do software Patran (usado para a realização do modelo MEF) e Nastran, introduzindo com dados de entrada a pressão de teste (P_t) e o modelo MEF, extrai-se a energia referente a cada vidro. Energia denominada de energia de teste (E_t) uma vez que é obtida através da pressão de teste (pressão arbitrada).

Deste modo obtemos a expressão que nos permite calcular a energia e pressão real do impacto da ave no pára-brisas da aeronave:

$$\frac{E}{P^2} = \frac{E_t}{P_t^2} \quad (3.15)$$

Sendo:

$E = \text{Energia real}$

$E_t = \text{Energia de teste}$

$P = \text{pressão de real}$

$P_t = \text{pressão de teste}$

O que se pretende calcular é a pressão P, como tal, reescreve-se a expressão, sabendo-se que $E = E_c$ obtêm--se:

$$P = \sqrt{\frac{m \times V^2}{2E_t}} \times P_t \quad (3.16)$$

Sendo:

$P = \text{é a pressão real exercida no pára – brisas}$

Nota: P é calculado para cada vidro em particular, vista as características da análise se alterarem de vidro para vidro, ex: Ângulo de impacto entre a ave e o pára-brisas.

Deformação provocada pela pressão aplicada a cada vidro resultante do impacto:

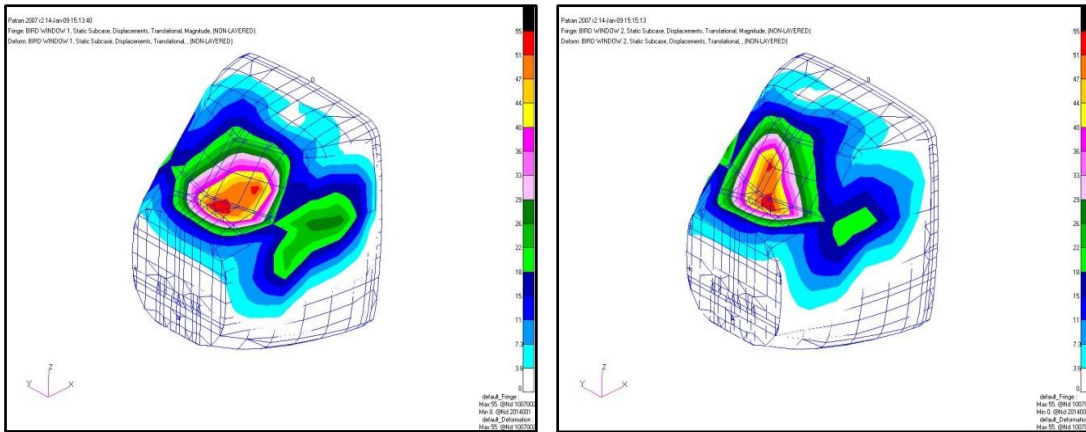


Fig.3.3- Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 1. Fig.3.4- Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 2.

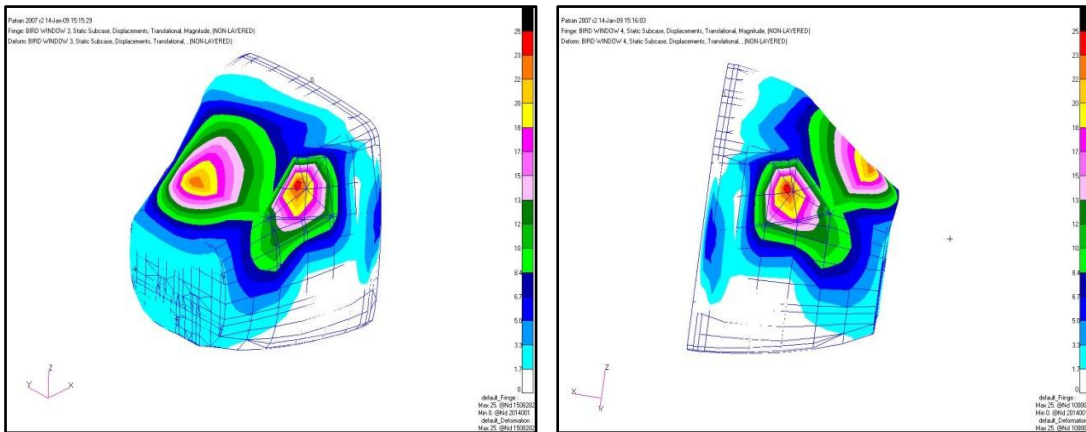


Fig.3.5- Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 3. Fig.3.6- Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 4.

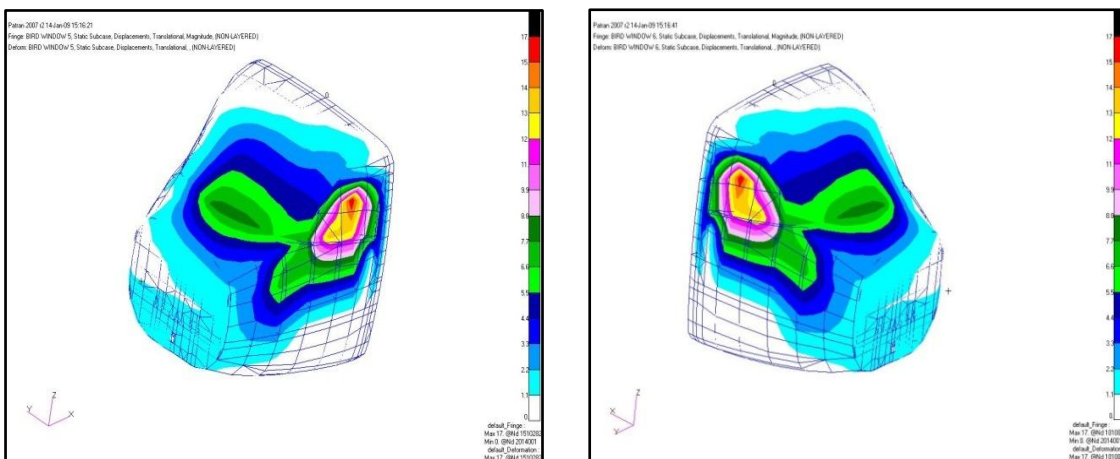


Fig.3.7-Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 5. Fig.3.8-Deformação provocado pela simulação do impacto no vidro 6.

3.3-Análise dos Elementos

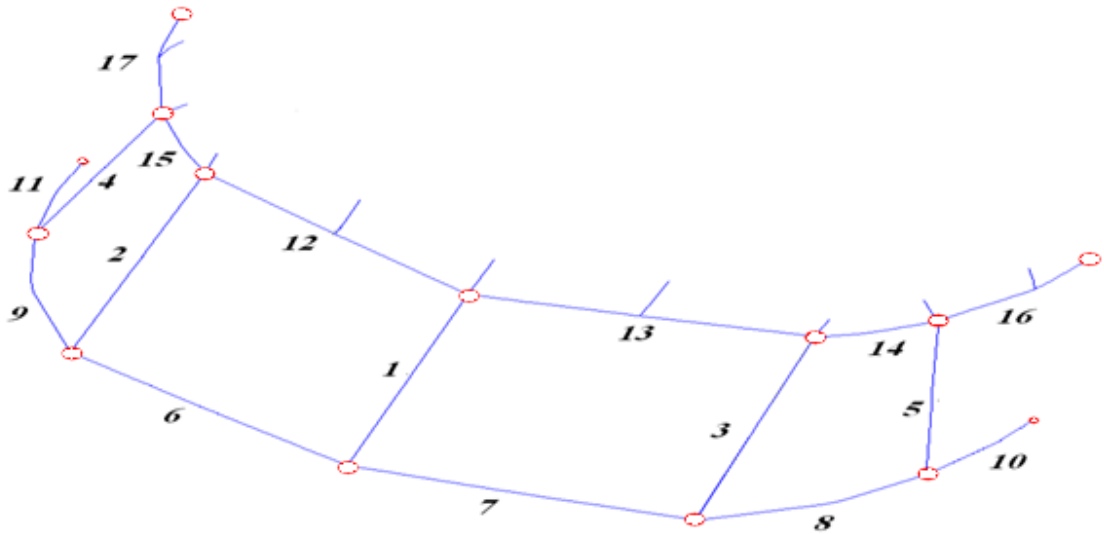


Fig.3.9- Estrutura do pára-brisas, (MEF)

A figura anteriormente apresentada, pretende representar a simplificação da estrutura real por elementos mais simples, esta aproximação é feita pelo MEF, devido à complexidade das estruturas a analisar, a numeração representada na figura permite identificar os diferentes elementos.

Tabela.3.1- Numeração e identificação dos elementos.

Nº Elemento	I.D. Elemento	Nº Elemento	I.D. Elemento
1	11505001	10	15815013
	11505002		15815017
2	11515006	11	15815015
	11515007		10815013
3	16535016	12	10815017
	16535017		10815015
4	11525011	13	10825003
	11525012		10825007
5	16545021	14	10825001
	16545022		10825005
6	10815001	15	15825003
	10815005		15825007
	10815003		15825001
	10815007		15825005
7	15815001	14	15825011
	15815005		15825009
	15815003	15	10825011
	15815007		10825009

8	15815009	16	15825014
	15815011		15825012
9	10815009	17	10825014
	10815011		10825012

O método dos elementos finitos de modo a simplificar a estrutura, substitui todos os seus elementos, por elementos simples (como é possível visualizar na figura anterior), dividindo em seguida cada elemento em vários de modo a obter uma análise mais pormenorizada ao longo de cada elemento barra ou viga.

Na tabela 3.1 é possível visualizar o número de elementos da estrutura, assim como, em quantos elementos foi dividido para ser analisado pelo MEF. A numeração I.D. é a numeração atribuída pelo software, e caso seja necessário analisar algum ponto específico poder-se-á utilizar a numeração anterior para facilitar a localização do elemento.

3.3.1-Análise dos resultados obtidos:

Cada sub-elemento do elemento analisado, tem um esforço axial ao qual esta sujeito. Como regra geral, usa-se sempre o caso mais grave para analisar, isto é, o que tiver a força de maior valor. Neste caso equivale o maior valor da força axial, quer isto dizer portanto, que para cada elemento será atribuído o maior valor da força axial registado no conjunto dos seus sub-elementos (I.D. Tabela).

3.3.2-Cálculo da secção mínima de cada elemento:

Na fase de pré-dimensionamento, é muito importante ter uma ideia da secção que cada elemento tem de ter, de modo a resistir às forças que lhe vão sendo solicitadas, daí a necessidade do cálculo das mesmas.

Outro aspecto importante do cálculo das secções prende-se com a escolha do material a utilizar, dependendo da aplicação da peça e da sua utilização estão previamente definidos os tipos e qualidades de materiais para essas aplicações. Surgem por vezes casos em que isso não possível, devido por exemplo às, forças aplicadas na estrutura em estudo. Isto é, se for um material com um baixo valor da tensão admissível e no local em estudo por qualquer razão exterior as forças são muito elevadas, vamos obter um valor muito elevado para a secção da peça, valor este que pode não ser conveniente devido à falta de espaço ou mesmo ao peso que ira acrescentar à estrutura.

Daí a importância deste cálculo, visto ser possível identificar o problema numa fase inicial.

Partindo do princípio:

$$F_{max \text{ axial}} = \sigma_{adm} \times S_{sec \ ç\tilde{a}o} \quad (3.17)$$

Sendo:

$$\sigma_{adm} = \text{Tensão admissível}$$

$$F_{max \text{ axial}} = \text{Força máxima axial}$$

$$S_{secção} = Secção$$

Obtêm-se então:

$$S_{secção} = \frac{F_{max \text{ axial}}}{\sigma_{adm}} \quad (3.18)$$

3.4-Análise dos Nós

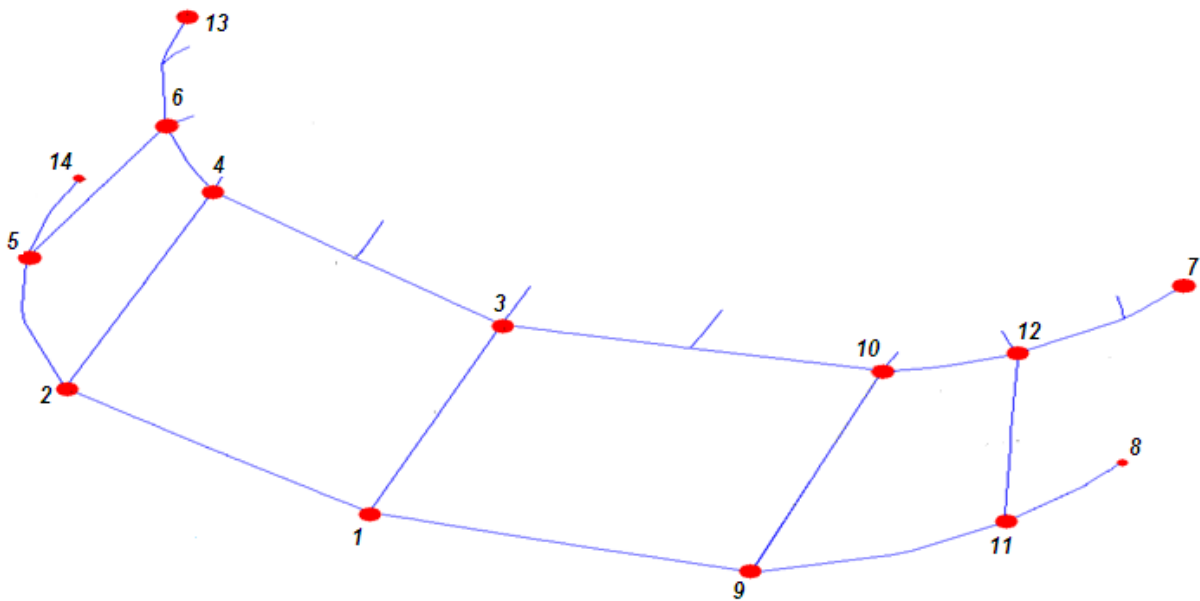


Fig.3.10- Estrutura do pára-brisas, (MEF).

A figura 3.10, pretende representar a simplificação da estrutura real por elementos mais simples, esta aproximação é feita pelo MEF, devido à complexidade das estruturas à analisar. A numeração representada na figura permite identificar as diferentes ligações dos elementos (nós).

Tabela.3.2- Numeração e identificação dos nós.

Nº Nó	I.D.Nó	I.D. Elemento	Tipo de Elemento*
1	1007002	11505001	BAR
		15815001	ROD
		10815001	ROD
2	1007006	11515006	BAR
		10815007	ROD
		10815009	ROD
3	1007076	11505002	BAR
		15825001	ROD
		10825001	ROD
4	1007080	11515007	BAR
		10825007	ROD
		10825009	ROD
5	1009006	11525011	BAR
		10815011	ROD
		10815013	ROD
6	1009082	11525012	BAR
		10825011	ROD
		10825012	ROD
7	1012010	10825014	ROD
8	1012017	10815017	ROD
9	1507231	16535016	BAR
		15815009	ROD
		15815007	ROD
10	1507305	16535017	BAR
		15825009	ROD

		15825007	ROD
11	1509231	16545021	BAR
		15815013	ROD
		15815011	ROD
12	1509307	16545022	BAR
		15825012	ROD
		15825011	ROD
13	1512235	15825014	ROD
14	1512242	15815017	ROD

* Elementos Bar – São elementos simples tipo viga.

* Elementos Rod- São elementos de tracção - compressão e torção.

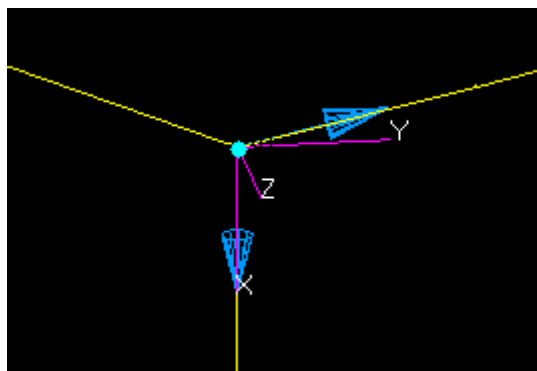


Fig.3.11- Representa o sistema de eixos adoptado nos nós.

3.4.1- Decomposição das forças:

Como é possível visualizar na figura anterior, através do sistema de eixos representado, em cada nó da estrutura temos forças segundo o eixo X e segundo o eixo Y.

Cada nó é constituído por três elementos ligados entre si, um segundo X e dois elementos segundo Y, como tal, para obter as forças axiais de cada elemento no eixo Y é necessária a sua decomposição.

O objectivo deste cálculo é obter a força que cada elemento terá de suportar, para que seja possível o cálculo do número de ligações rebitadas que é necessário para cada elemento no ponto de fixação (nó).

$$F_{xy} = \sqrt{\frac{1}{4} \times F_x^2 \times F_y^2} \quad (3.19)$$

Sendo:

F_{xy} =Força resultante

F_x =Força segundo eixo X

F_y =Força segundo eixo Y

Cálculo da secção:

$$F_{xy} = \sigma_{adm} \times S_{sec\ ç\tilde{a}o} \quad (3.20)$$

Sendo:

σ_{adm} = Tensão admissível

F_{xy} = Força máxima axial

$$S_{secção} = Secção \text{ (Área)}$$

Da expressão anterior obtêm-se:

$$S_{secção} = \frac{F_{xy}}{\sigma_{adm}} \quad (3.21)$$

3.4.2-Cálculo do número de ligação da fuselagem à estrutura (elementos) do pára-brisas:

Para o cálculo da ligação é necessário ter em conta um coeficiente de segurança denominado de MS (margin of safety), o uso deste coeficiente tem como objectivo salvaguardar, qualquer erro cometido a nível de cálculo ou mesmo factores adversos, aos factores em estudo.

A margem de segurança usada caso é de 1,3, sendo este valor um valor standard, adoptado pela empresa para projecto.

Cálculo da força F_{MS} :

$$F_{MS} = F_{máx.axial} \times MS \quad (3.22)$$

Sendo:

$$F_{MS} = \text{Força máx. com margem de segurança}$$

$$F_{máx.axial} = \text{Força máxima axial}$$

$$MS = \text{Margem de segurança}$$

Cálculo da secção:

$$S_{secção} = \frac{F_{MS}}{\sigma_{adm}} \quad (3.23)$$

Sendo:

$$F_{MS} = \text{Força máx. com margem de segurança}$$

$$\sigma_{adm} = \text{Tensão admissível}$$

$$S_{secção} = \text{Secção}$$

O número de fixações é obtido através da expressão:

$$N^{\circ} \text{ de fixadores} = \frac{S_{secção}}{\frac{\pi \times \emptyset^2}{4}} \quad (3.24)$$

Sendo:

$$\emptyset = \text{Diametro do rebite}$$

$$S_{secção} = \text{Secção}$$

3.4.3-Cálculo do número de fixações para a conexão entre os elementos (Nós) da estrutura do pára-brisas.

O método de calculo do numero de fixações para a conexão entre os elementos (Nós) da estrutura do pára-brisas e idêntico ao anteriormente descrito para o ponto 3.4.2.

Método de obtenção do número correcto de fixadores:

Na prática, o número de fixadores (ou rebites), é calculado para cada um dos vidros em separado, devido à localização de cada um, logo, para cada vidro obtém-se o número de fixações necessárias em cada nó e em cada elemento da estrutura.

Os valores obtidos para cada estudo realizado nos diferentes vidros, irão revelar diferentes valores para os mesmos pontos da estrutura. A diferença entre os valores obtidos deve-se ao facto da localização de cada vidro, assim como à posição dos mesmos. Isto é, cada vidro actua de diferente modo em determinado ponto da estrutura dependendo da sua distância a esse ponto, assim como, da sua posição (ângulo).

Pelo facto de terem de se calcular os esforços para cada vidro nos diferentes pontos, irá obter--se para cada ponto da estrutura ou elemento seis valores, havendo provavelmente diferenças significativas entre eles, assim sendo e de modo a obter resultados o mais fiáveis possível em termos de segurança, utiliza-se o maior valor registado para cada ponto nos estudos realizados os diferentes vidros.

3.5-Cálculo para o dimensionamento dos Vidros

Os vidros, assim como a estrutura aos quais estão fixos, têm de ser capazes de resistir ao impacto das aves bem como de outros elementos. Como o caso de granizo, poeiras etc., sendo destes o mais importante e obrigatório pelo regulamento CS23, o impacto das aves.

Como tal, para os vidros tem de se realizar um estudo semelhante ao da estrutura, para deste modo ser possível pré-dimensionar o tamanho do vidro, assim como os materiais mais apropriados para a construção dos mesmos. Visto que os vidros são constituídos por mais de que um tipo de material com diferentes características e finalidades.

Embora se tenho tido em conta o regulamento CS23, usou-se também como modo de complementar o estudo o manual de concepção “Dimensionamento de vidros”, visto este contemplar métodos pré-definidos de cálculo de vidros, tendo em conta as características dos materiais.

3.5.1-Método de cálculo adoptado:

-Pré-dimensionamento do impacto:

$$e_{min} = \frac{V \times \sqrt[3]{m \times \sin \alpha}}{0.36 \times \sqrt{R}} \quad (3.25)$$

Sendo:

e_{min} = espessura mínima do vidro

V = velocidade da ave em m/s

m = massa da ave

α = ângulo entre o vidro e a trajectória da ave

Onde:

R = Constante do ruptura do vidro

Obtêm-se através da seguinte expressão:

$$R = \frac{r_1 \times e_1 + r_2 \times e_2 + \dots + r_n \times e_n}{e_1 + e_2 + \dots + e_n} \quad (3.26)$$

Sendo:

r_n = Tensão de ruptura do material constituinte do vidro

e_n = espessura do material constituinte do vidro

Nota: Esta relação é independente da superfície em estudo, sendo que a experiência mostra que o seu erro é inferior a 6%.

3.5.2-Cálculo da pressão admissível no vidro

Cálculo da espessura do vidro:

$$T_{eq.} = t_1 + t_2 + t_n \quad (3.27)$$

Sendo:

$t_n = \text{espessura das varias camadas constituintes do vidro}$

Rácio entre as dimensões do vidro:

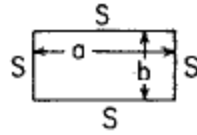


Fig.3.12- Dimensões do vidro simplesmente apoiado. [4]

$$\frac{a}{b} \quad (3.28)$$

Sendo:

$a = \text{largura do vidro}$

$b = \text{altura do vidro}$

Pressão máxima no vidro:

$$P \times t = m \times v \times \cos \theta \quad (3.29)$$

Onde P vem reescrito:

$$P = \frac{m \times v \times \cos \theta}{t} \text{ (Kg)} \quad (3.30)$$

Sendo:

$P = \text{Pressão}$

$t = \text{espessura}$

$m = \text{massa}$

$v = \text{velocidade}$

$\cos \theta = \text{ângulo de impacto entre a ave e o vidro}$

3.6-Análise da tracção, compressão e deformação do vidro

Tabela 3.3- superfícies planas sob carregamento uniforme produzindo deflexão:

Rectangular plates under uniform load producing large deflection

a/b	Edges and point of max σ	Coeff.	qb^4/Et^4										
			0	12.5	25	50	75	100	125	150	175	200	250
1	Held, not fixed	y/t	0	0.430	0.650	0.930	1.13	1.26	1.37	1.47	1.56	1.63	1.77
	At center of plate {	$\sigma_d b^2/Et^2$	0	0.70	1.60	3.00	4.00	5.00	6.10	7.00	7.95	8.60	10.20
		$\sigma b^2/Et^2$	0	3.80	5.80	8.70	10.90	12.80	14.30	15.60	17.00	18.20	20.50
1	Held and riveted	y/t	0	0.406	0.600	0.840	1.00	1.13	1.23	1.31	1.40	1.46	1.58
	At center of plate {	$\sigma_d b^2/Et^2$	0	0.609	1.380	2.68	3.80	4.78	5.75	6.54	7.55	8.10	9.53
		$\sigma b^2/Et^2$	0	3.19	5.18	7.77	9.72	11.34	12.80	14.10	15.40	16.40	18.40
1	Held and fixed	y/t	0	0.165	0.25	0.59	0.80	0.95	1.08	1.19	1.28	1.38	1.54
	At center of long edges {	$\sigma_d b^2/Et^2$	0	0.070	0.22	0.75	1.35	2.00	2.70	3.30	4.00	4.60	5.90
		$\sigma b^2/Et^2$	0	3.80	6.90	14.70	21.0	26.50	31.50	36.20	40.70	45.00	53.50
1	At center of plate {	$\sigma_d b^2/Et^2$	0	0.075	0.30	0.95	1.65	2.40	3.10	3.80	4.50	5.20	6.50
		$\sigma b^2/Et^2$	0	1.80	3.50	6.60	9.20	11.60	13.0	14.50	15.80	17.10	19.40
1.5	Held, not fixed	y/t	0	0.625	0.879	1.18	1.37	1.53	1.68	1.77	1.88	1.96	2.12
	At center of plate {	$\sigma_d b^2/Et^2$	0	1.06	2.11	3.73	5.18	6.41	7.65	8.60	9.55	10.60	12.30
		$\sigma b^2/Et^2$	0	4.48	6.81	9.92	12.25	14.22	16.0	17.50	18.90	20.30	22.80
2 to ∞	Held, not fixed	y/t	0	0.696	0.946	1.24	1.44	1.60	1.72	1.84	1.94	2.03	2.20
	At center of plate {	$\sigma_d b^2/Et^2$	0	1.29	2.40	4.15	5.61	6.91	8.10	9.21	10.10	10.90	13.20
		$\sigma b^2/Et^2$	0	4.87	7.16	10.30	12.60	14.60	16.40	18.00	19.40	20.90	23.60
1.5 to ∞	Held and fixed	y/t	0	0.28	0.51	0.825	1.07	1.24	1.40	1.50	1.63	1.72	1.86
	At center of long edges {	$\sigma_d b^2/Et^2$	0	0.20	0.66	1.90	3.20	4.35	5.40	6.50	7.50	8.50	10.30
		$\sigma b^2/Et^2$	0	5.75	11.12	20.30	27.8	35.0	41.0	47.0	52.50	57.60	67.00

[4]

Recorrendo à tabela 3.3, calculam-se os coeficientes com o auxílio das fórmulas nela contida, permitindo assim através deste calcular o rácio entre a deflexão vertical do plano e a espessura, tensão do diafragma e momento.

Dados de entrada da tabela anterior:

$$(1) \frac{qb^4}{Et^4} \quad (3.31)$$

Sendo:

q = pressão da cabine do avião (nesta caso atmosférica uma vez que esta aeronave

não é pressurizada)

b = altura do vidro

E = modulo de elasticidade

t = espessura do vidro

$$(2) \text{Rácio} = \frac{a}{b} \quad (3.32)$$

Através do cálculo das expressões anteriores retira-se da tabela:

$$\text{Rácio entre a deflexão vertical no plano e a espessura} = \frac{y}{t} \quad (3.33)$$

$$\text{Tensão no diafragma} = \frac{\sigma_d b^2}{Et^2} \quad (3.34)$$

$$\text{Momento} = \frac{\sigma f b^2}{Et^2} \quad (3.35)$$

Tensão total no vidro:

$$\sigma = \sigma_d + \sigma_f \quad (3.36)$$

σ_d = Tensão no diaframa

σ_f = Momento

3.7-Design da estrutura do pára-brisas frontal

O design inicial do pára-brisas frontal, é constituído na sua maioria por peças de pequena dimensão, todas elas conformadas. Um benefício deste processo de produção é o seu reduzido preço de fabrico, assim como a rapidez visto serem peças de pequena dimensão e com geometrias simples. Por outro lado tem alguns inconvenientes como o caso do número de peças, as inúmeras ligações entre elas assim como o processo de montagem, o comportamento mecânico das peças conformadas, comparativamente com peças maquinadas é muito inferior, o que para o caso em estudo é um facto muito relevante.

Daí o ter-se optado por realizar alterações ao projecto inicial, sendo agora o principal objectivo reduzir significativamente o número de peças constituintes da estrutura, assim como melhorar o seu comportamento mecânico.

Deste modo, a solução mais viável passa por substituir grande parte das peças por outras de dimensões superiores maquinadas, eliminando assim várias peças e ligações que antes seriam necessárias devido ao número de peças.

Design inicial peça conformadas

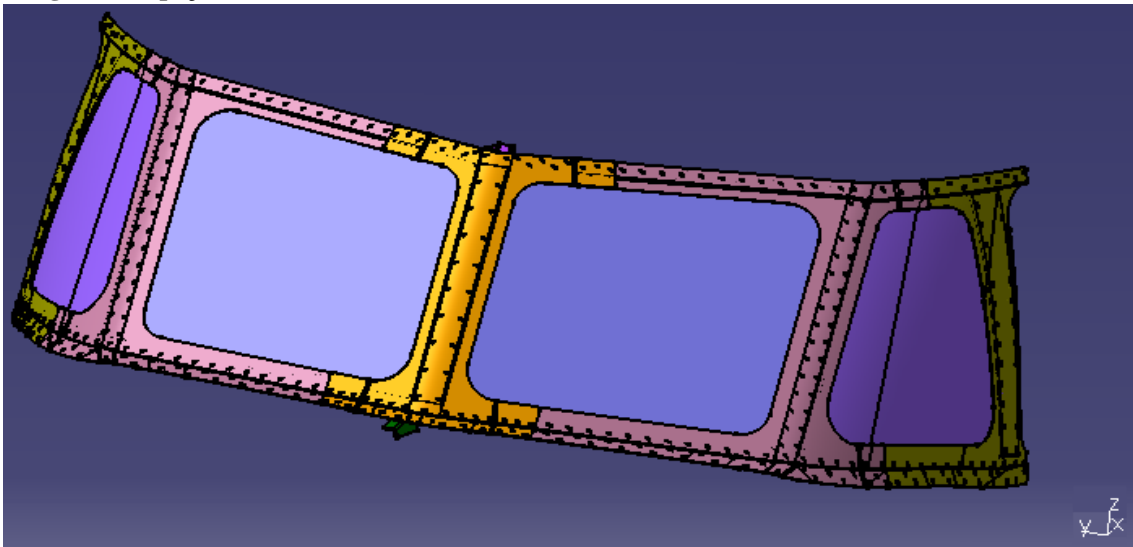


Fig.3.13- Proposta inicial, pára-brisas completo.

O pára-brisas frontal, nos dois estudo realizados, apresenta geometria idêntica exteriormente (fig.3.13), visto a superfície aerodinâmica ter a mesma geometria para ambos os casos, daí a fuselagem que recobre a estrutura dos dois estudos siga a mesma.

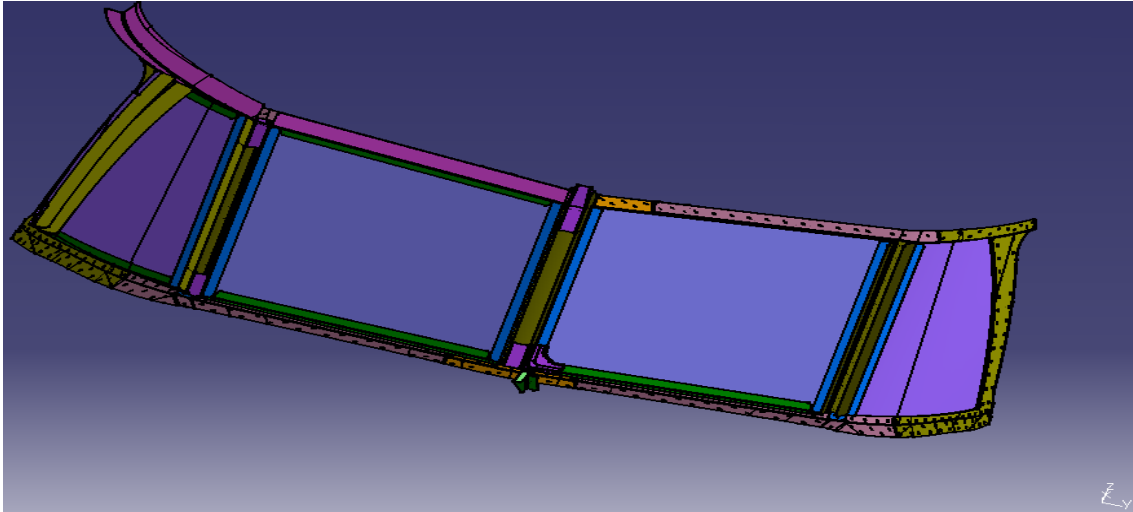


Fig.3.14- Vista posterior do pára-brisas.

A fig.3.14 é referente à vista posterior da estrutura do estudo realizado para a “Base Line” (de dentro para fora do avião), nesta figura é possível identificar as diferentes peças que constituem o pára-brisas.

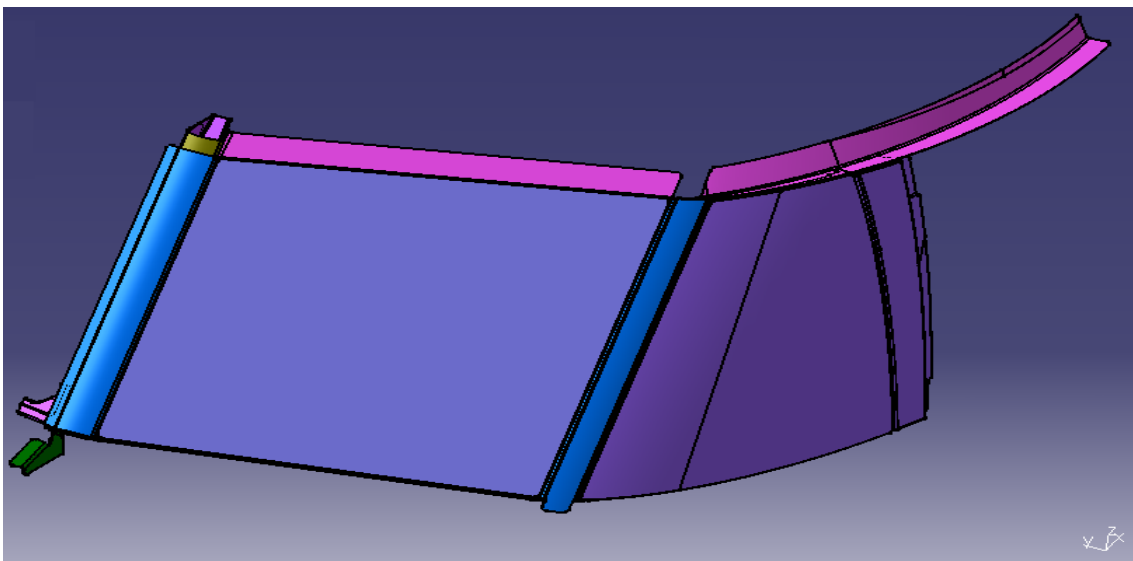


Fig.3.15-.Parte direita do pára-brisas, estrutura e vidros.

O pára-brisas é simétrico, constituído por cinco vigas. A divisão é feita na viga central sendo as restantes, simétricas entre si. Na figura 3.15 está representada a metade do lado esquerdo do cockpit, sem a fuselagem que reveste o mesmo. Esta figura permite visualizar os dois vidros fixos do pára-brisas (frontal e lateral com curvatura), sendo que o terceiro vidro, está localizado na parte lateral posterior, sendo este movível. Não se encontra representado, visto ainda não ter sido realizado qualquer estudo a nível de design para sua concepção. Estão presentes nesta imagem as três vigas nas quais assentam os vidro e os suportes superiores, cujo objectivo é fixar os vidro (de modo a não permitir que se desloquem segundo o eixo Z) e simultaneamente fixar a estrutura do pára-brisas á estrutura do cockpit.

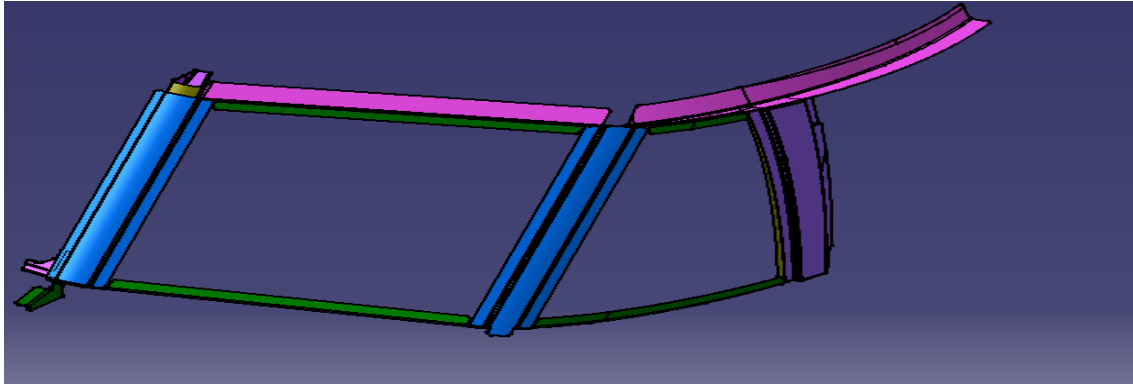


Fig.3.16- Estrutura lateral direita do pára-brisas

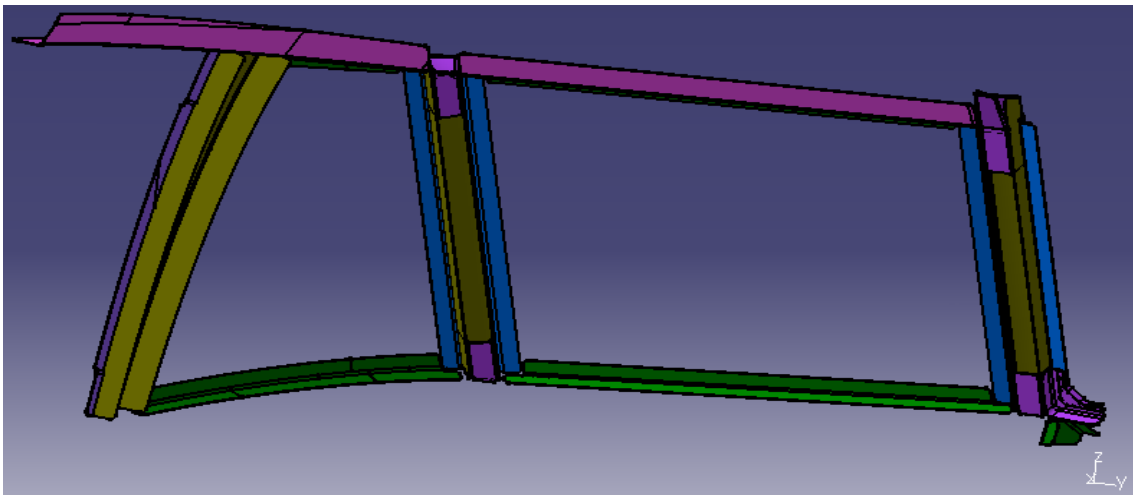


Fig.3.17-vista posterior da estrutura lateral do pára-brisas.

Esta estrutura como se pode constatar (figura 3.16 e 3.17) é constituída por várias peças, algumas delas de pequenas dimensões. Peças essas que no futuro poderão causar alguns problemas como já foi dito anteriormente neste capítulo, aquando das inspecções. Todas estas peças são conformadas.

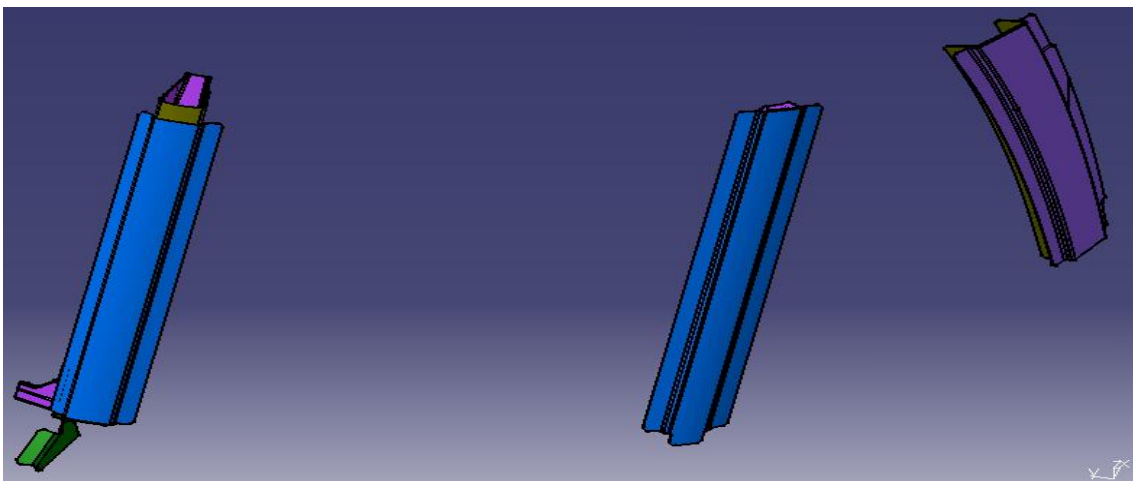


Fig.3.18- Vigas, central e laterais do pára-brisas.

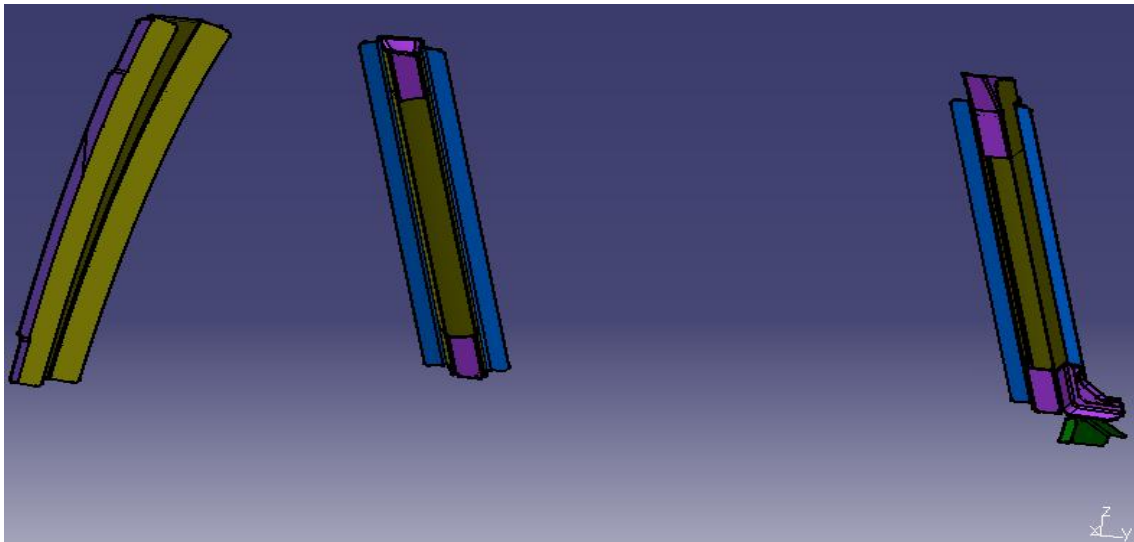


Fig.3.19- Vista posterior das Vigas, central e laterais do pára-brisas.

Cada viga da estrutura é constituída por pelo menos quatro peças, não estando incluídas nestas ligações à estrutura assim como as ligações aos vidros. Sendo essas as que se encontram nas figuras 3.18 e 3.19. As peças representadas em azul e em roxo na figura 3.18, os suporte dos vidros nas vigas; as peças representadas a verde-escuro são a estrutura rígida das vigas, isto é, são estes perfis que conferem estabilidade à estrutura quando está sujeita a carregamentos axiais, vindos da parte superior do cockpit, transferindo-os para a estrutura e fuselagem da parte inferior do avião. As peças mais pequenas, de cor roxa da figura 3.19, funcionam como reforças da estrutura (torção).

Design proposto para a estrutura através de perfis maquinados:

Com vista a eliminar ou minimizar os problemas que a estrutura inicial poderia causar, realizou-se um estudo, tendo como principal pré-requisito, projectar as vigas principais como sendo uma só peça. Isto é, cada viga teria que ser constituída por uma só peça maquinada. O objectivo era eliminar o maior número de peças possível, melhorando assim, a durabilidade da estrutura e ao mesmo tempo eliminar o problema que as inspecções periódicas provocam nas estruturas idênticas à estrutura apresentada na “Base Line”.

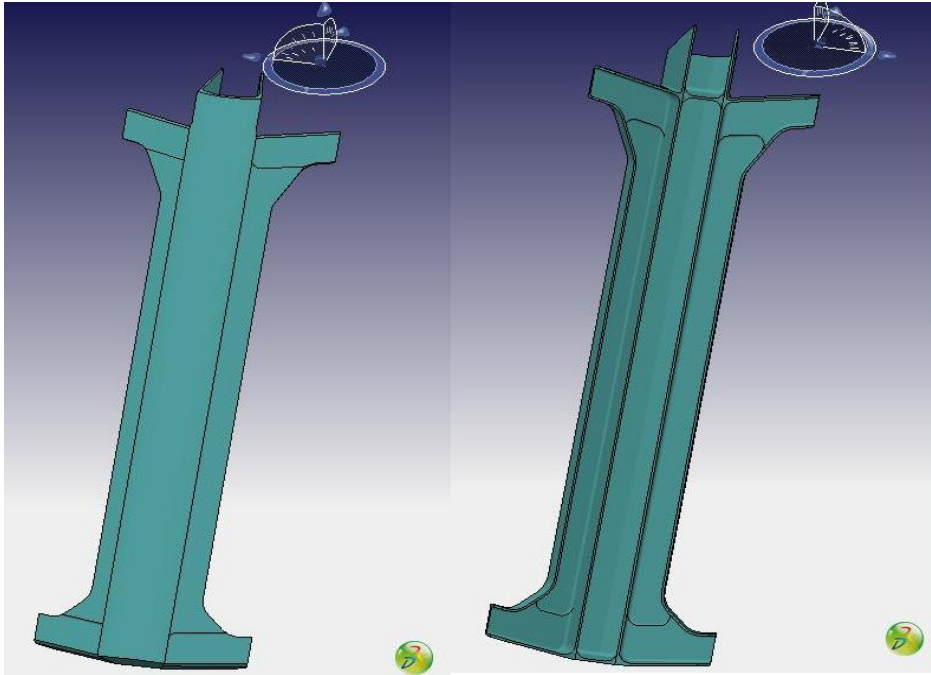


Fig.3.20- Proposta de alteração da viga central da estrutura.

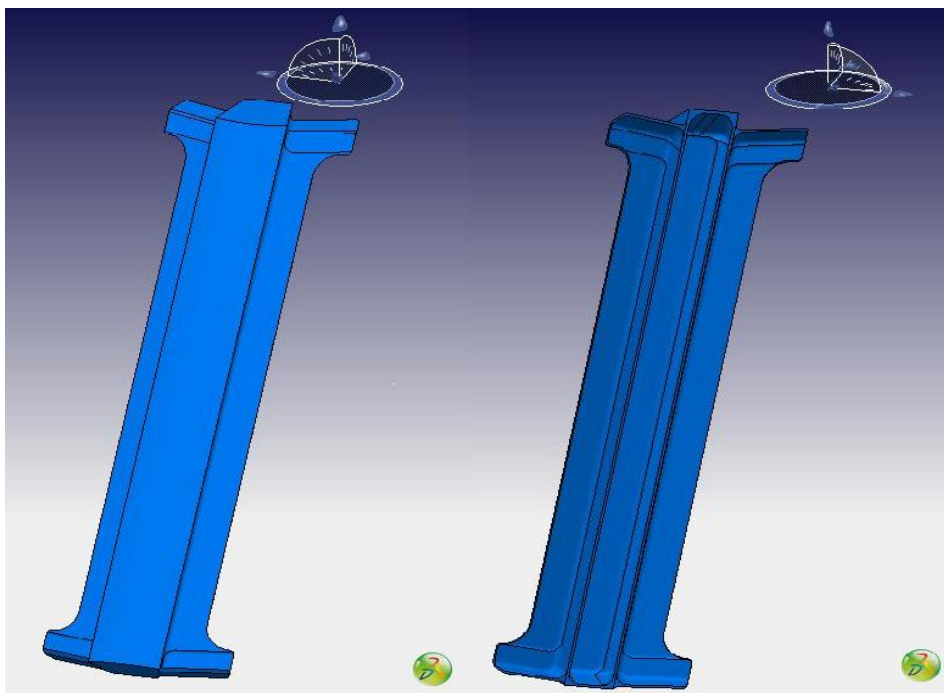


Fig.3.21- Proposta de alteração da viga central da estrutura.

As figuras 3.20 e 3.21, são exemplos de propostas em “bruto” realizadas com o objectivo de substituir a viga central. Sendo estas constituídas por uma peça só, com características que lhe conferem maior resistência e melhores comportamentos quando solicitadas a esforços.

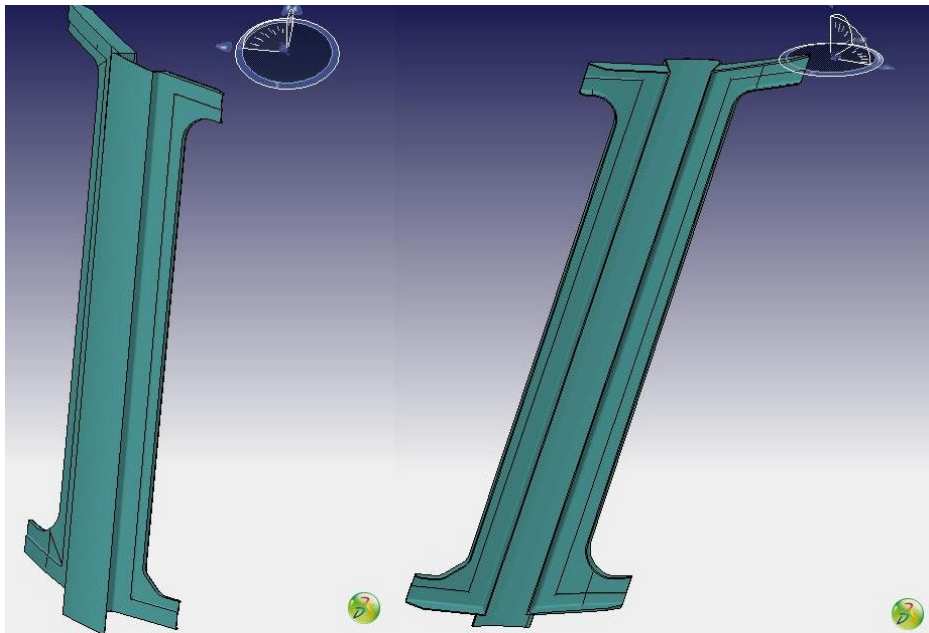


Fig.3.22- Proposta de alteração da viga lateral da estrutura.

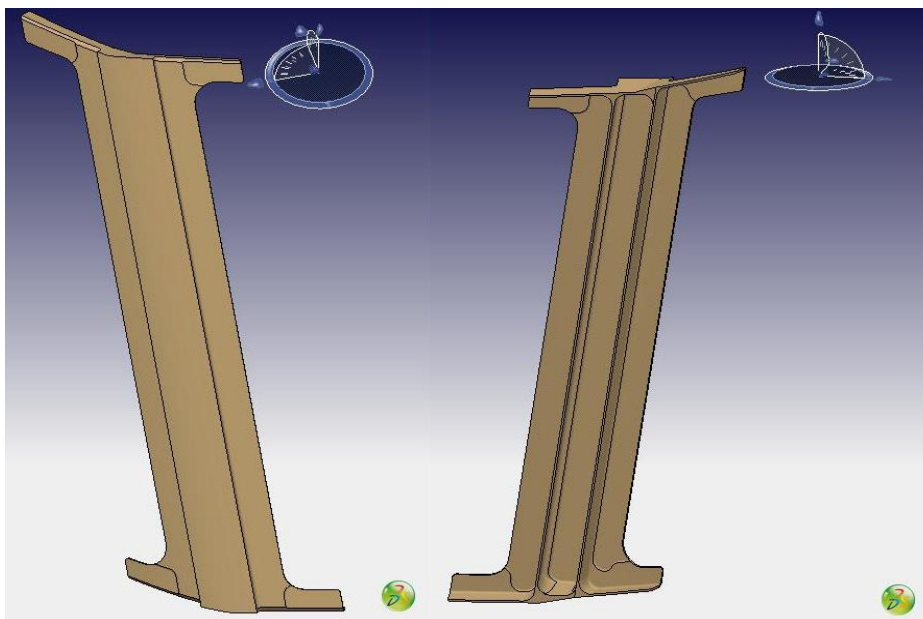


Fig.3.23- Proposta de alteração da viga lateral da estrutura.

O mesmo acontece com as vigas das figuras 3.22 e 3.23, são constituídas por uma única peça, de modo a obterem melhores propriedades mecânicas e eliminar alguns dos problemas causados pelas peças criados no estudo inicial da “Base Line”

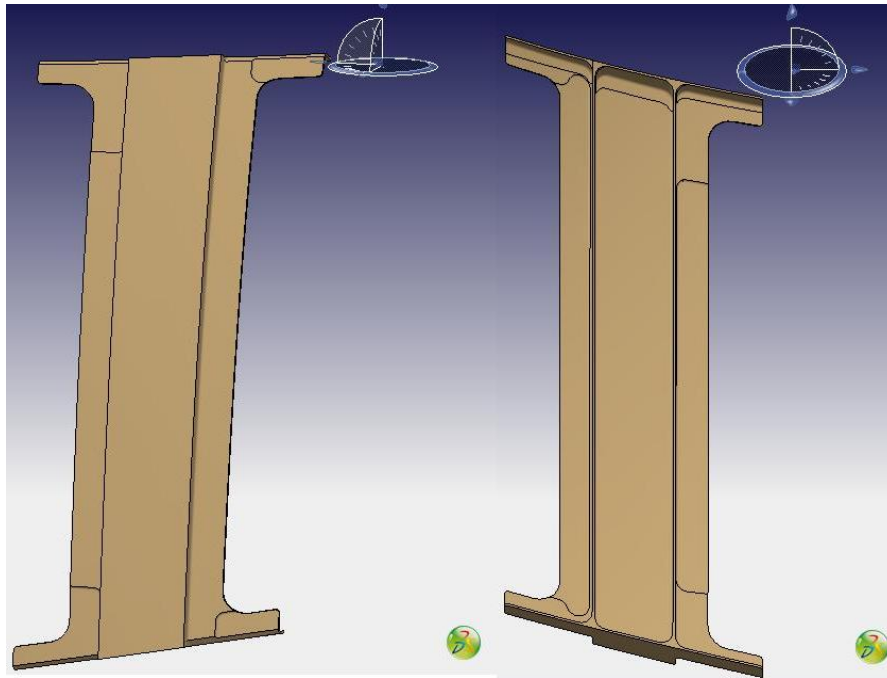


Fig.3.24- Proposta de alteração da viga lateral posterior da estrutura.

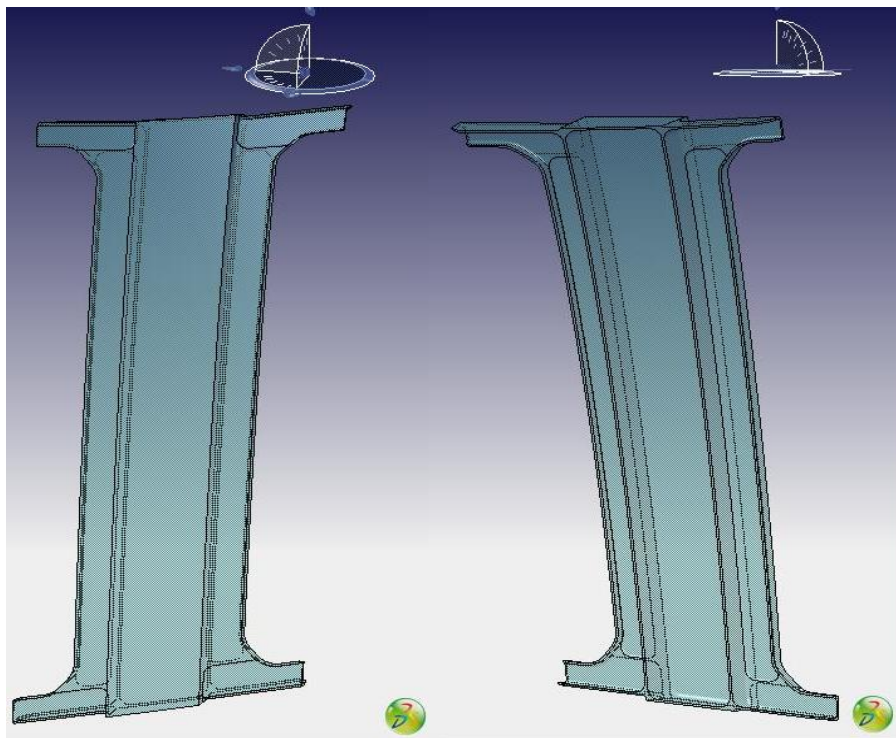


Fig.3.25- Proposta de alteração da viga lateral posterior da estrutura.

O processo repetiu-se, as vigas “laterais traseiras” (figuras 3.24 e 3.25), cujo objectivo era idêntico ao das vigas anteriormente analisadas. Sendo que neste caso, as vigas não estão sujeitas a esforços tão elevados como as anteriores em casos extremos, como é o caso do impacto da ave. Em grande parte deve-se à localização desta viga, que é quase paralela ao plano lateral do avião, pelo que o ângulo de impacto (em caso de choque) entre a ave e a viga ou o vidro lateral traseiro é muito reduzido, não produzindo assim esforços com valores significativos.

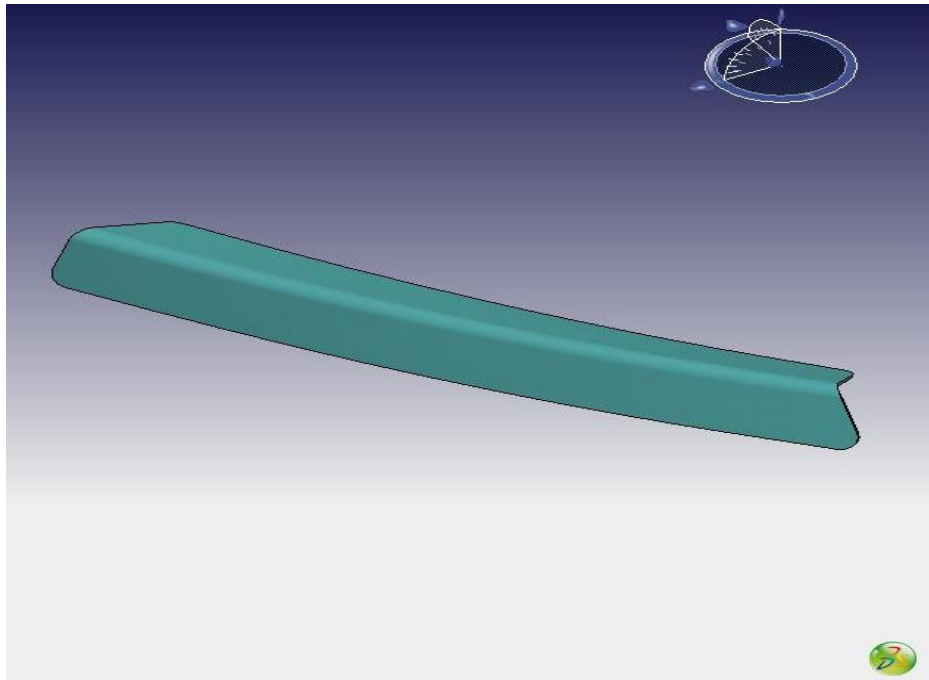


Fig.3.26- Exemplo do suporte superior de ligação das vigas e batente do vidro.

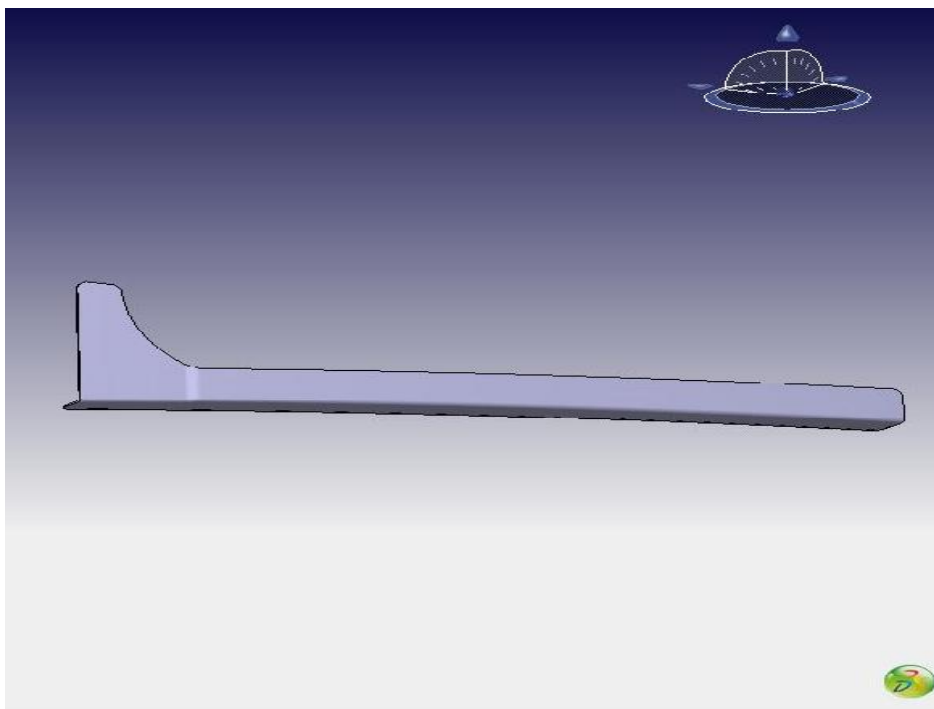


Fig.3.27- Exemplo do suporte inferior de ligação das vigas e batente do vidro.

Tal como as vigas também os apoios e suportes dos vidros, foram alterados, criando-se assim peças com a mesma finalidade mas de geometria mais simples. Contudo e ao contrário do que se pretendia para as vigas, continuam a ser peças conformadas e não maquinadas, visto que o preço entre peças maquinadas e conformadas tem uma diferença significativa. Pelo que, neste caso, optou-se apenas pela nova geometria com vista a aumentar as margens das peças (entre os rebites de ligação e a extremidade da peça), fazendo assim com que o ciclo de vida da mesma aumente relativamente às inicialmente propostas.

3.8-Conclusão

Estava previsto realizar toda a parte de cálculo do impacto das aves no pára-brisas, assim como, toda a parte de design. Tal não foi possível uma vez que houve alterações nas prioridades da realização do projecto “Sky Lander SK 105”. O reequacionamento das prioridades determinou que não fosse possível concluirmos a parte de design, no entanto, toda a parte de cálculo foram concluídas. A mudança deveu-se à necessidade da alteração da asa traseira do avião “Tail”. Uma vez que a alteração em termos de projecto era mais urgente, de modo a não provocar atrasos. Considerando que este novo estudo estava directamente relacionado uma parte muito importante do avião, e em caso de haver algum atraso se iria repercutir directamente noutros estudos que decorrerem simultaneamente.

Capítulo 4 - “Tail” (cauda)

4.1- Introdução

Tal como já havíamos referido anteriormente, houve alteração do programa inicial do estágio. A mudança do local de estágio de Toulouse para Chambley (Metz), e com isso a alteração do trabalho a realizar. À data da mudança do estágio, o trabalho que estava a ser realizado era na parte de design do pára-brisas do avião, mas dada a reestruturação que o projecto sofreu houve uma alteração das prioridades nos estudos a desenvolver.

Essa reestruturação culminou com o abandono do projecto pára-brisas e com o início do estudo a realizar a asa da cauda do avião. O estudo tinha como objectivo a alteração da posição dos pórticos situados na cauda do avião, estes pórticos são responsáveis pela fixação da asa traseira vertical.

Este estudo assim como os anteriores, é dividido em duas partes, sendo um o pré-dimensionamento da estrutura, e a outra, o estudo de uma solução para a nova posição dos pórticos da estrutura.

Na altura em que se deu a alteração do estágio, faltava cerca de um mês para a conclusão do mesmo, como tal não foi possível concluir o estudo até a data da participação no projecto. Este desfasamento cronológico determinou que a informação aqui contida é referente ao trabalho desenvolvido até à data do término do estágio.

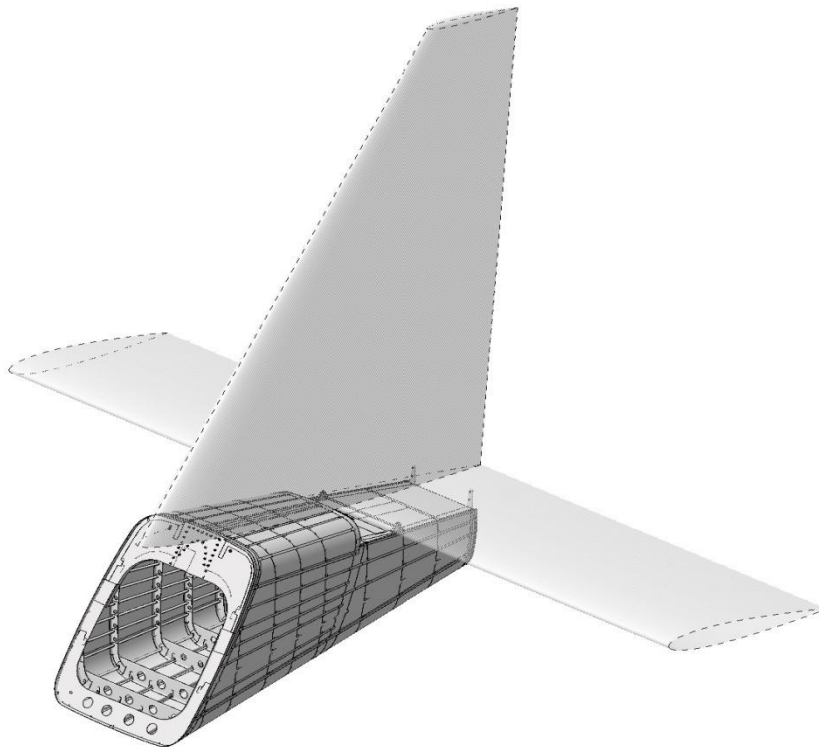


Fig.4.1- Cauda do Skylander SK 105

4.2-Análise da estrutural da cauda do “SkyLander SK 105”

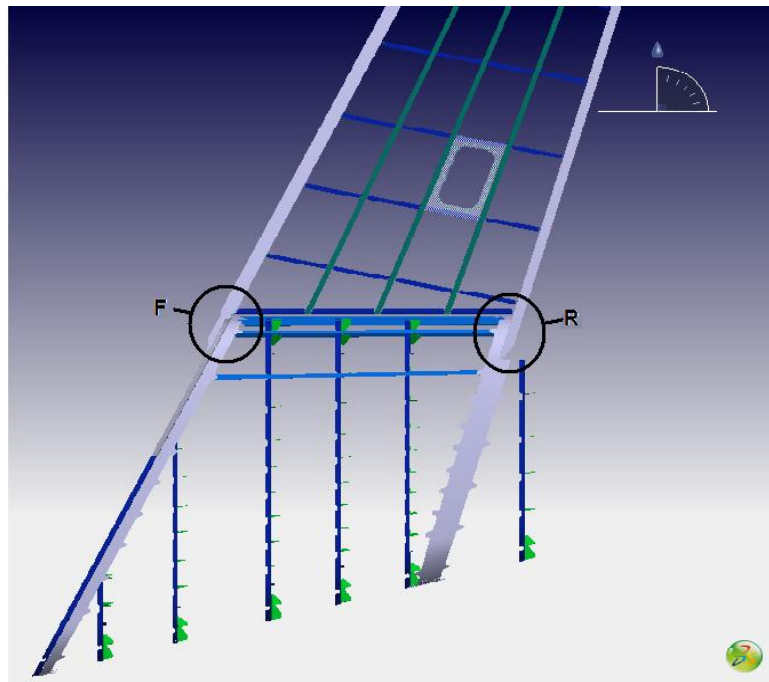


Fig.4.2-Estrutura da cauda do avião SkyLander SK 105.

A figura 4.2, mostra a estrutura da cauda do avião assim como a asa vertical traseira.

Na figura 4.2 está presente a legenda que permite identificar as duas zonas de ligação entre as duas estruturas, cauda e a asa vertical. A letra “F” representa a ligação frontal do pórtyco com a longarina da asa vertical, a letra “R” representa a ligação traseira do pórtyco com a longarina da asa vertical.

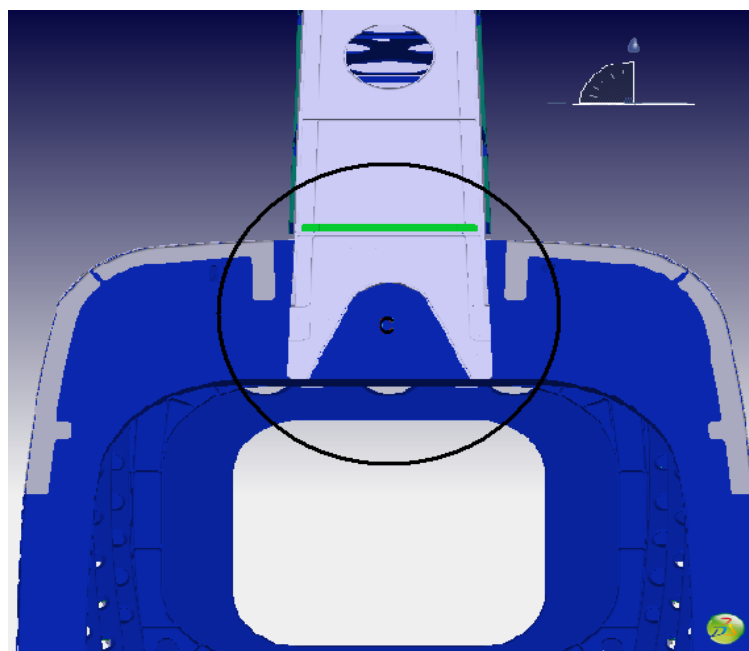


Fig.4.3-Zona de ligação entre pórtyco e a longarina.

A figura 4.3 permite visualizar a ligação do pórtilo com a longarina da asa. A ligação é feita pela parte frontal do pórtilo, através de ligações roscadas.

O novo estudo pretende alterar esta ligação uma vez que a posição do pórtilo foi alterada. Neste caso, a inclinação do pórtilo é proporcional à da longarina. No novo estudo, o pórtilo está paralelo aos restantes pórticos do avião. Devido ao reposicionamento do pórtilo do avião houve a necessidade de alterar o tipo de ligação, passando a ligação entre o pórtilo e a longarina a ser na superfície superior do pórtilo.

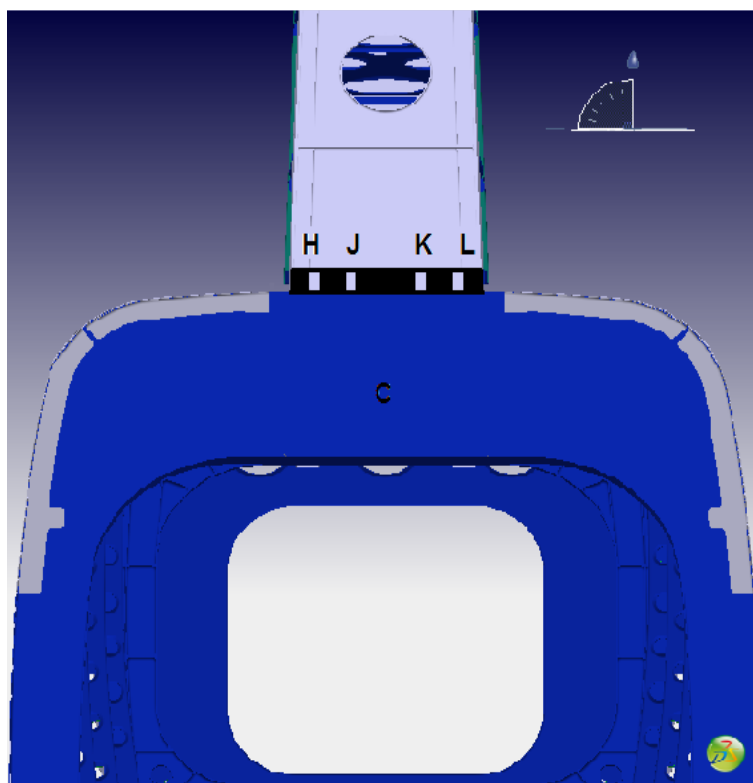


Fig.4.4-Zona de ligação entre pórtilo e a longarina pela parte superior do pórtilo.

Nesta imagem é possível visualizar o tipo de ligação proposto no novo estudo, ligação pela parte superior, onde a face inferior da longarina fica assente sobre a face superior do pórtilo.

As Letras (H;J;K;L) apresentadas na figura (4.4), representam as ligações previstas numa fase inicial.

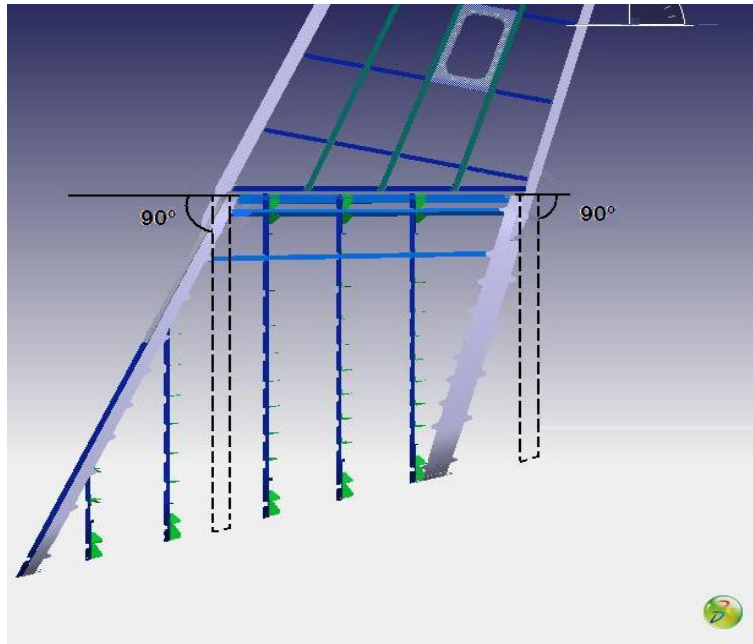


Fig.4.5- Representação da posição dos novos pórticos e ângulo de ligação com as longarinas.

Na figura 4.5 é possível visualizar o estudo realizado ao nível de design que se pretende para a posição dos novos pórticos. Com esta alteração na implementação dos novos pórticos é possível eliminar os pórticos que estão representados na figura que não tem um ângulo recto com a base da asa vertical.

4.3-Método de cálculo

Tabela 4.1- Valores de entrada obtidos pelo método dos elementos finitos para “ $\beta=15^\circ$ ” em “Side Slip”*

I.D.	Case code	Node	Mx(Nmm)	My(Nmm)	Mz(Nmm)
Front Fin Spar Attachment	21622	1	-32636694	-20900	24839534
Rear Fin Spar Attachment	21622	2	-33469544	32614	10042865

*- Side Slip com $\beta=15^\circ$ - Cauda vertical com uma inclinação de 15° devido a força aplicada na lateral da cauda (simulação de vento lateral na caudal vertical).

Os valores contidos na tabela (4.1), são para $\beta=15^\circ$, pois nesta fase do projecto era a única simulação pelo método dos elementos finitos obtida para esta parte da estrutura. Devido a esse facto usou-se um coeficiente de modo a corrigir os valores obtidos, sendo que o coeficiente é de 1.15.

Pelo regulamento CS23, para a realização dos estudos em causa é necessário usar alguns coeficientes de segurança, além do coeficiente anteriormente referido.

Assim sendo, aos valores obtidos na tabela 4.1, tem de se multiplicar os seguintes coeficiente:

- Ultimate Load =1.5
- Fatigue=1.15
- Fitting Factory bolt attach=1.15
- Correct different case ($\beta=0^\circ$) =1.15

Tabela 4.2- Valores com coeficiente de correcção

I.D.	Case code	Node	Mx(Nmm)	My(Nmm)	Mz(Nmm)
Front Fin Spar Attachment	Coef.	1	-74454498	-47679,5	56666738
Rear Fin Spar Attachment	Coef.	2	-76354489	744027,7	22910913

4.3.1- Cálculo das ligações das longarinas da cauda

Para este tipo de ligações, diz o regulamento que é necessário usar “Fail Safety”, quer portanto dizer que caso uma das ligações (parafuso) falhe, terá obrigatoriamente de ter uma segurança capaz de suportar todo esforço pelo qual a ligação que falhou (parafuso) foi dimensionada.

Significa que no caso de na análise numérica se concluir que é no mínimo necessário o uso de duas ligações para segurar a estrutura, terão obrigatoriamente de se usar quatro ligações. Não sendo no entanto regra geral usar o dobro, visto que se a necessidade da estrutura for de duas ligações para cada extremidade, terá apenas que se acrescentar uma, passando então a haver três ligações de cada lado da estrutura e caso uma falhe continua a ter duas ligações, que são as ligações mínimas.

Cálculo da ligação entre o pórtico e a Longarina

O momento obtido segundo o método dos elementos finitos para a “Front Spar” tendo em conta os coeficientes anteriormente descritos é $Mf_x = -74454498 \text{ Nmm}$ (Valor negativo devido a convenção de sinais), através deste do momento é possível calcular as necessidades para esta longarina, em termos de ligações ao pórtico.

Sequência de cálculo:

$$M_x = T_{m\acute{a}x\text{-}adm} \times d \quad (4.1)$$

Sendo:

M_x = Momento segundo x

$T_{m\acute{a}x\text{-}adm}$ = Força máxima admissível

d = distância entre furações

Igualando tudo à Força máxima admissível:

$$T_{m\acute{a}x\text{-}adm} = \frac{M_x}{d} \quad (4.2)$$

Reescrevendo a expressão:

$$T_{m\acute{a}x\text{-}adm} = \frac{\pi \phi^2}{4} \times \sigma_r \quad (4.3)$$

Sendo:

σ_r = Tensão de ruptura

Através da expressão anterior pode-se obter o diâmetro mínimo:

$$\phi = \sqrt{\frac{4 \times T_{m\acute{a}x\text{-}adm}}{\pi \times \sigma_r}} \quad (4.4)$$

O diâmetro obtido é o diâmetro que se deve ter como referência, para iniciar o cálculo da geometria das peças de ligação.

Através do pré-dimensionamento do diâmetro das ligações roscadas é possível iniciar o dimensionamento da estrutura. Como por exemplo o cálculo de margens mínimas entre as ligações roscadas e a estrutura. Os cálculos de pré-dimensionamento são realizados para ambas as longarinas.

Tensão de corte:

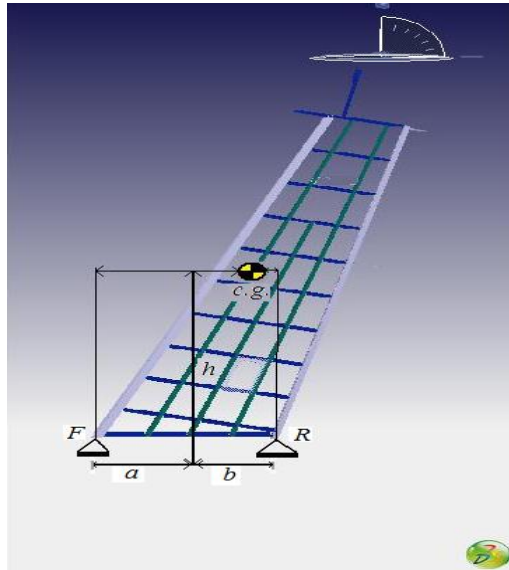


Fig.4.6- Diagrama de corpo livre da cauda.

Cálculo da tensão efectiva admissível:

Cálculo da “Front Spar”

$$F = \frac{b}{a+b} \times F_{c.g.} \quad (4.5)$$

Sendo:

F= Força aplicada na “Front Spar”

$F_{c.g.}$ =Força aerodinâmica aplicado C.g.

a = Distância entre c.g. e o ponto de aplicação da força F

b = Distância entre o c.g. e o ponto de aplicação da força R

Cálculo da força em cada ligação:

$$\frac{F}{N} = F_{por \ ligação} \quad (4.6)$$

Sendo:

N= Numero de ligações

$F_{por \ ligação}$ = Força a suportar por ligação

Tensão de corte:

$$\tau_{ef(adm)} = \frac{F}{N A_{shear}} \quad (4.7)$$

Onde:

$$A_{shear} = \frac{3}{4} \times \frac{\pi \times \phi^2}{4} \Leftrightarrow A_{shear} = 0.75 \times \frac{\pi \times \phi^2}{4} \quad (4.8)$$

VON MISES

$$\sigma_{eq.f} = \sqrt{\sigma_{eff}^2 + 4 + \tau^2} \quad (4.9)$$

Pelo método de Von Mises verifica-se: $\sigma_{eq.f} < \sigma_{allowed}$

Se se verificar, significa que o dimensionamento realizado está correcto.

Cálculo da “Rear Spar”

$$R = \frac{b}{a+b} \times F_{c.g.} \quad (4.10)$$

Sendo:

R= Força aplicada na “Rear Spar”

$F_{c.g.}$ =Força aerodinâmica aplicado C.g.

a = Distância entre C.g. e o ponto de aplicação da força F

b = Distância entre o C.g. e o ponto de ligação da força R

Cálculo da força em cada ligação:

$$\frac{R}{N} = F_{lig.} \quad (4.11)$$

Sendo:

N= Numero de ligações

$F_{por\ ligação}$ = Força a suportar por ligação

Tensão de corte:

$$\tau_{ef(adm)} = \frac{\frac{R}{N}}{A_{shear}} \quad (4.12)$$

Onde:

$$A_{shear} = \frac{3}{4} \times \frac{\pi \times \phi^2}{4} \Leftrightarrow A_{shear} = 0.75 \times \frac{\pi \times \phi^2}{4} \quad (4.13)$$

VON MISES

$$\sigma_{eq.r} = \sqrt{\sigma_{eff}^2 + 4 + \tau^2} \quad (4.14)$$

Após o cálculo do teorema do Von Mises verifica-se: $\sigma_{eq.r} < \sigma_{allowed}$

Se se verificar, o mesmo é dizer que o dimensionamento realizado está correcto.

Cálculo das margens das ligações entre as estruturas (longarinas e pórticos)

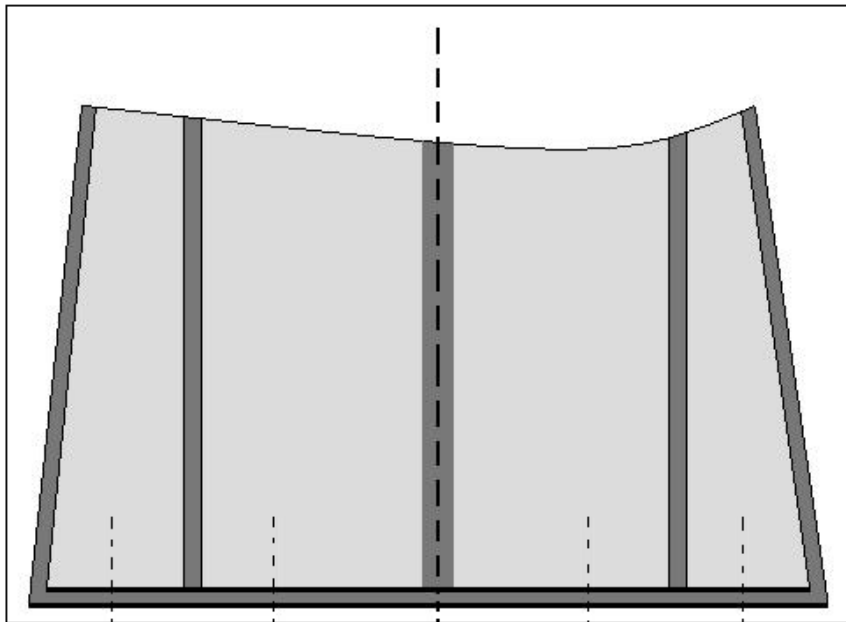


Fig.4.7-Vista frontal da longarina.

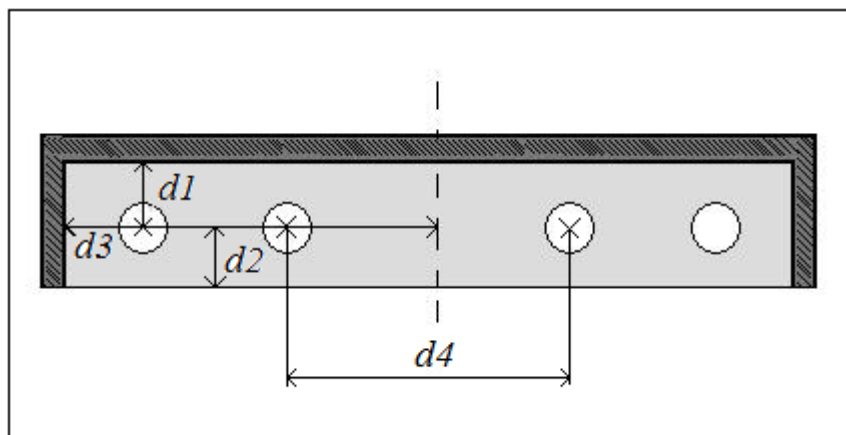


Fig.4.8-Vista superior em corte da longarina.

$$d_1 = \text{raio}_{concor.} + 1 + \emptyset \quad (4.15)$$

$$d_2 = \emptyset + \frac{1}{2} \emptyset \quad (4.16)$$

$$d_3 = t_{exp.} + d_1 + d_2 \quad (4.17)$$

$$d_4 = 3 \times \emptyset \quad (4.18)$$

Pressão instalada na ligação:

$$\sigma_p = \frac{T}{\emptyset \times t} \Leftrightarrow \sigma_p = \frac{T}{N_{Lig.} \times t} \quad (4.19)$$

Cálculos auxiliares para definir espessuras de secções:

$$t = \frac{F}{\sigma_r \times h} \quad (4.20)$$

Sendo:

t= espessura, que devera ter a secção para aguentar o carregamentos

F= a força a que estrutura esta sujeita

h= altura da secção

σ_r = Tensão de ruptura do material

Força que actua num dado ponto:

$$F = \frac{M}{d} \quad (4.21)$$

Sendo:

M= Momento criado na estrutura

F= Força aplicada no ponto em estudo

d= Distância entre o momento e o ponto em estudo

Pressão exercida pelo carregamento na estrutura:

$$\tau = \frac{P}{h_{p\acute{o}rt.} \times t} \quad (4.22)$$

Sendo:

P= Peso exercido sobre a estrutura.

$h_{p\acute{o}rt.}$ = Altura da secção

t= Espessura da secção

Força dividida pelo sobre cada ligação:

$$F = \frac{P}{D_{lig.} \times N_{lig.}} \quad (4.23)$$

Sendo:

P= Peso exercido sobre a estrutura.

$D_{lig.}$ = Distância entre ligações

$N_{lig.}$ = Numero de ligações

Design da estrutura inicial dos pórticos e longarinas

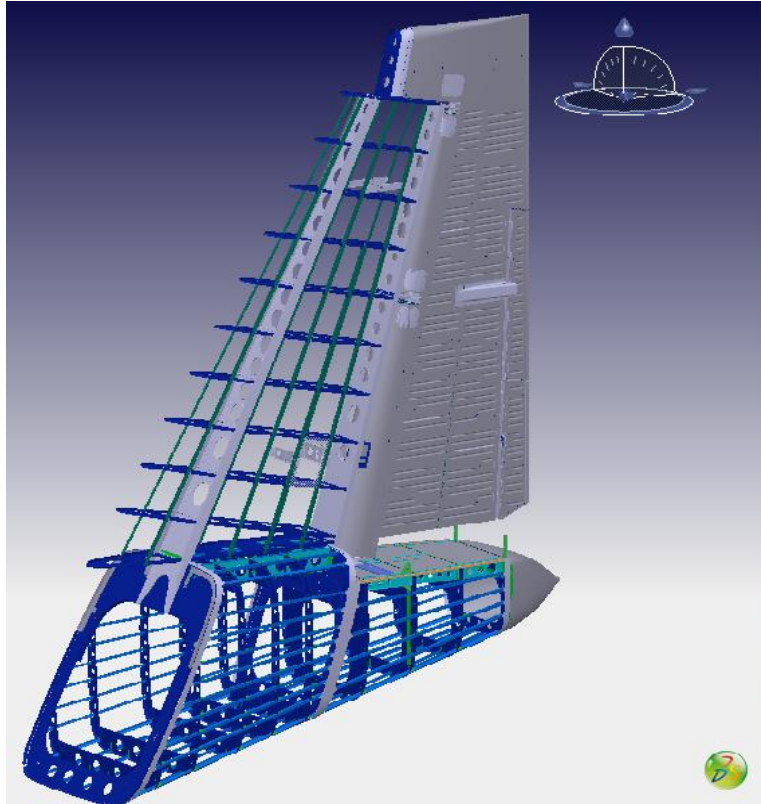


Fig.4.9- Estrutura inicial da cauda do Skylander SK 105.

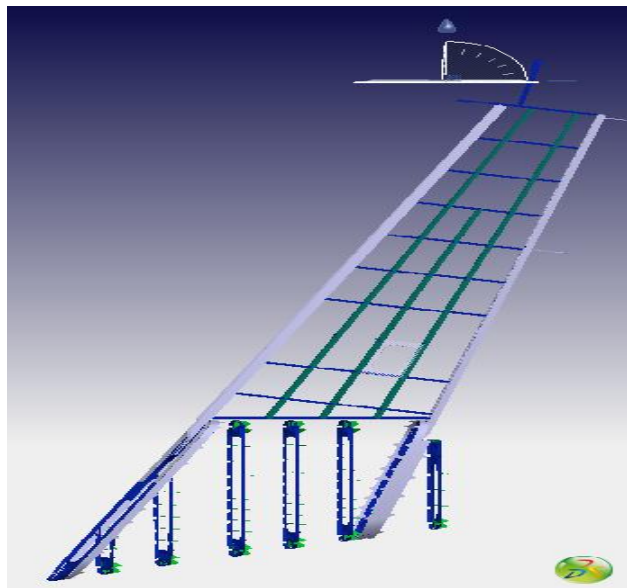


Fig.4.10- Estrutura inicial da cauda do Skylander SK 105.

Design da estrutura proposta para alteração dos pórticos é das longarinas.

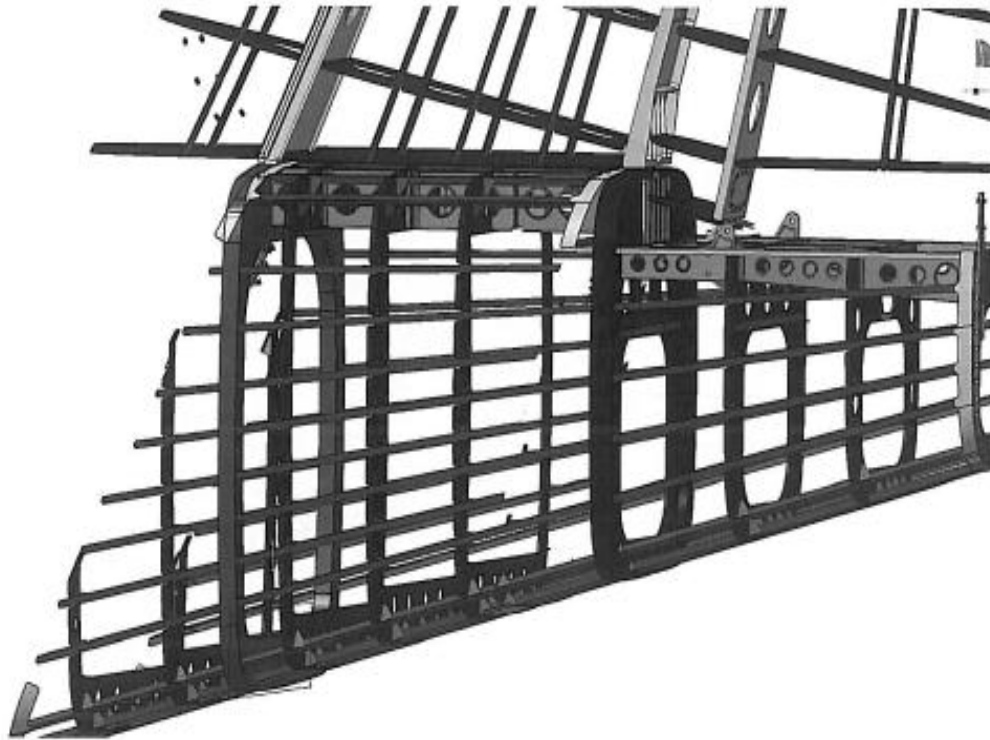


Fig.4.11- Design da alteração proposta para cauda do Skylander SK 105.

Tal como era pretendido, foi elaborado um estudo a nível de design, cujo objectivo era a alteração dos pórticos em relação à sua posição inicial (fig. 4.11). Essa alteração fez com que os pórticos passassem a ter com ângulo de 90° em relação a fuselagem superior do avião. Desta forma foi possível eliminar problemas de instabilidade causados na estrutura inferior do avião. Este novo pórtico, sofreu também uma alteração ao nível da sua concepção, passando a ser todo ele constituído por uma só peça maquinada, contrariamente ao anterior que era constituído por peças conformadas. Esta alteração influenciou também a estrutura das longarinas, passando estas a ser ligeiramente mais curtas, alterando assim por completo, o modo como eram fixas nos pórticos.

A alteração realizada na fixação das longarinas, permite uma mais fácil transferência das forças, das longarinas para os pórticos. Tal alteração vai reduzir o risco de colapso por fadiga nessas ligações.

4.4-Conclusão

O estudo da cauda do avião foi iniciado já muito próximo do final do nosso estágio e após alteração do local de realização do mesmo. Esta deslocalização determinou uma nova fase de adaptação. Daqui resultou trabalhar num ambiente diferente, com uma outra equipa bem como uma metodologia de trabalho um pouco diferente. Como tal houve cerca de uma semana de adaptação, no final desta já trabalhávamos em pleno.

Os objectivos deste estudo, nesta fase do estágio a realizar, era encontrar uma solução, que visava a alteração da posição dos pórticos assim como um pré-dimensionamento do mesmo. Dada a limitação temporal, de que estávamos cientes desde o início do estudo, sabíamos que não nos iria ser possível realizar um estudo completo, devido ao factor tempo, contudo demos o nosso melhor.

Nesta fase, embora de pouca duração, o estudo permitiu-nos mais uma vez a aquisição de conhecimentos quer ao nível profissional quer pessoal. Esta mudança exigiu respostas rápidas, desde adaptação à integração na nova equipa de trabalho, para realizar a nossa função. Esta outra vertente das aquisições e consolidações que realizamos durante este estágio.

Conclusão Final

Tal como havia sido proposto para este estágio, os objectivos foram superados com êxito. Tal foi possível devido à organização, coordenação e monitorização entre as várias fases delineadas.

A oportunidade de realizar este estágio no estrangeiro (França) e nesta empresa com uma grande estrutura empresarial, muito profissional e competente foi bastante gratificante tanto a nível pessoal como profissional.

A realização deste estágio foi uma experiência muito enriquecedora, visto contribuir de modo activo na nossa formação, permitindo e promovendo a aplicação prática de muitos dos conhecimentos acerca desta área da Engenharia Mecânica; por outro lado, deu-nos a oportunidade de aplicarmos na prática conhecimentos adquiridos, em várias disciplinas do curso. Na parte de cálculo aplicamos conhecimentos adquiridos nas disciplinas: Física, Mecânica Aplicada, Mecânica Estrutural, Processos de Ligação Mecânica; Desenho e Construção Mecânica de entre outras disciplinas.

Como já havíamos referido todos os objectivos foram superados com êxito, quer ao nível dos conhecimentos adquiridos, quer do trabalho desenvolvido. Contudo e como é normal na área de projecto, principalmente num projecto de grande envergadura como é o caso, há sempre alterações no decorrer da sua execução. Este não foi excepção, devido à necessidade que houve de alterar as prioridades de uma das fases do projecto, como foi referido no capítulo 3. Esta alteração não veio de modo algum penalizar o programa de estágio inicial, muito pelo contrário, uma vez que possibilitou, dentro do mesmo Projecto, trabalhar numa estrutura distinta daquela em que estávamos envolvidos, dando deste modo, oportunidade de adquirir conhecimentos acerca desse componente do avião (cauda).

Facto desta alteração ter levado à mudança do local de estágio ainda que por um período curto de tempo, cerca de um mês, foi muito enriquecedora. Permitiu mais uma vez, para contactar com novas culturas, e acima de tudo testar a capacidade de adaptação a diferentes situações quer de carácter geográfico quer das condições de trabalho, uma vez que envolvia uma nova equipa de trabalho.

Através da leitura do presente relatório, pensamos ser clara a notoriedade do trabalho desenvolvido ao longo do estágio descrito, tendo apenas a lamentar de falta de alguma informação, ao nível de design, decorrente da fase de conclusão e início de construção, fazendo com que a empresa proprietária do projecto (Geci Internacional), limitasse e controlasse toda a informação neste relatório contida, limitando-nos de modo a não ser revelada qualquer informação confidencial pois como se sabe a espionagem industrial existe e é uma realidade.

Bibliografia

1-Michael C.Y. NIU -"AIRFRAME Stress Analysis And SIZING" Hong Kong Conmlit Press Limited-1997 [1]

2-Raymond Jefferson Roark –"Roark`s Formulas for Stress & Strian"-6th Edition-McGraw-Hill International Editions 1989-[2]

3-Jean Pierre TASSEAU- "Concept Management" – 1993 – [3]

4-C. Terrasson -"Engineering Coordination Memo - Bent Frame Sizing Method" 2003 – [4]

Pesquisa de internet:

5-www.geci.net

Anexos

Anexo I

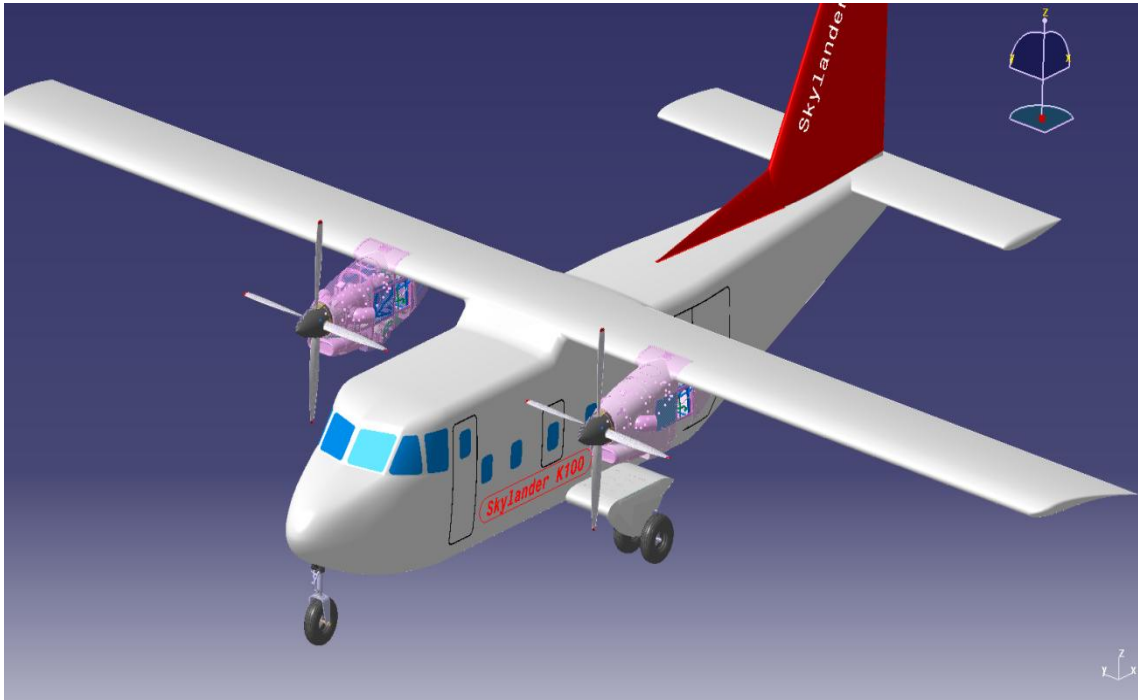


Fig.A1.1 – “SkyLander” SK 105 “Trade OFF”

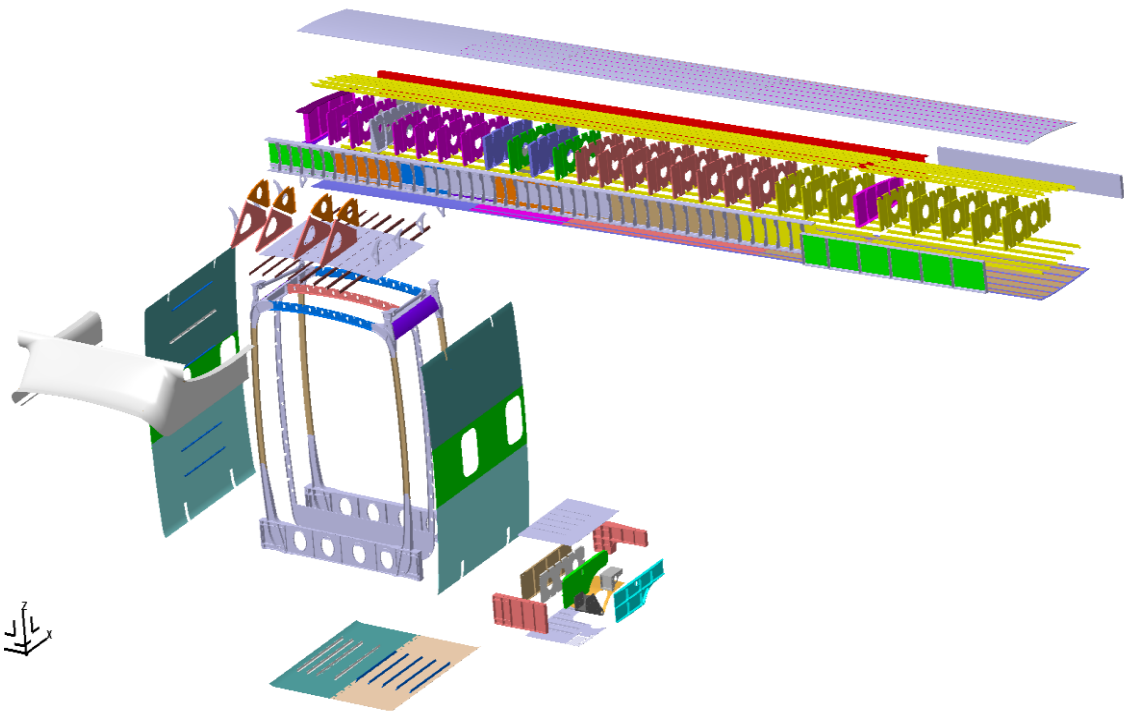


Fig.A1.2- vista explodida da estrutura central do avião

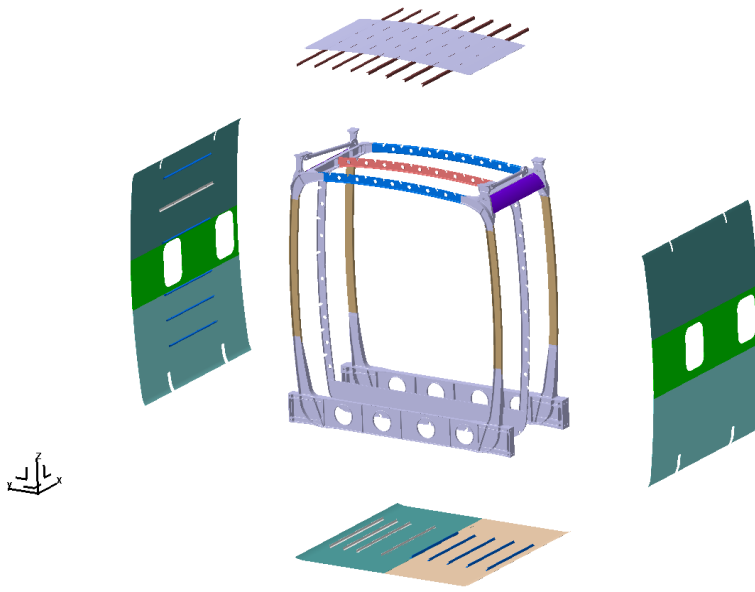


Fig.AI.3 – Pórticos da estrutura principal e fuselagem.

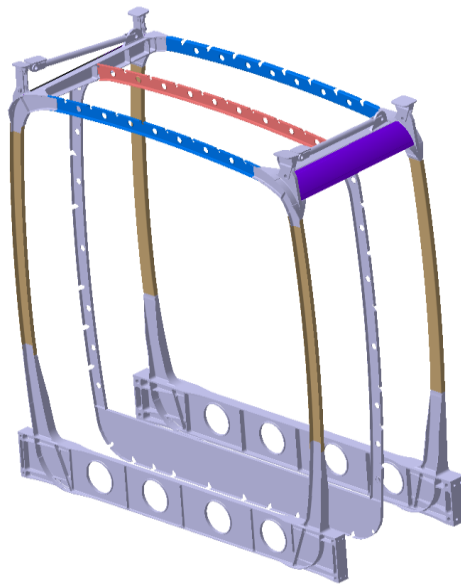


Fig.AI.4 – Pórticos da estrutura principal e suportes da asa central do avião

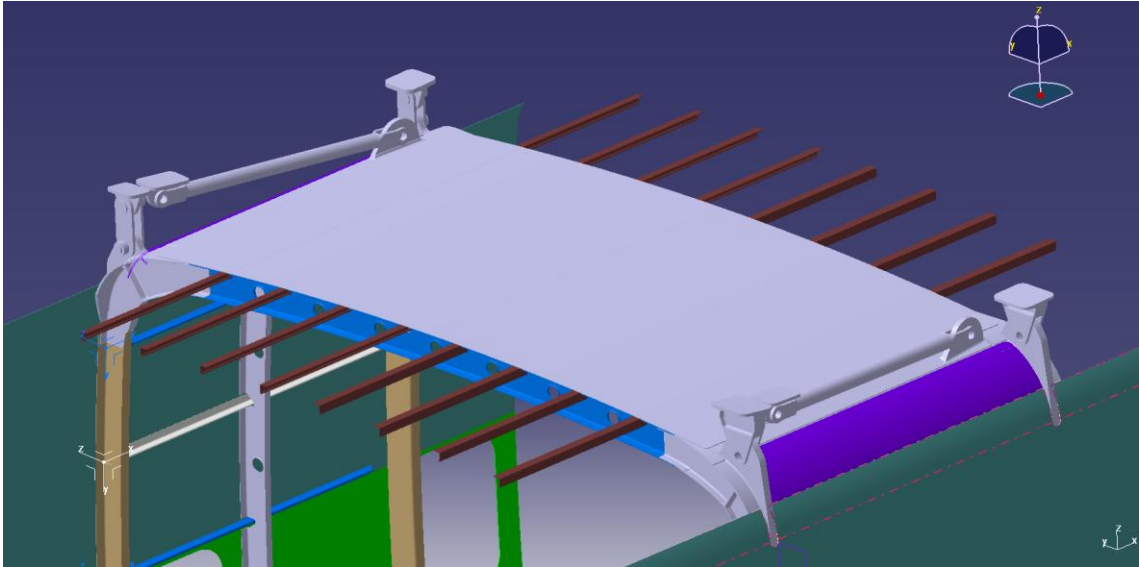


Fig.AI.5 – Parte superior do pórticos principais com suportes de ligação das asas a estrutura e fuselagem

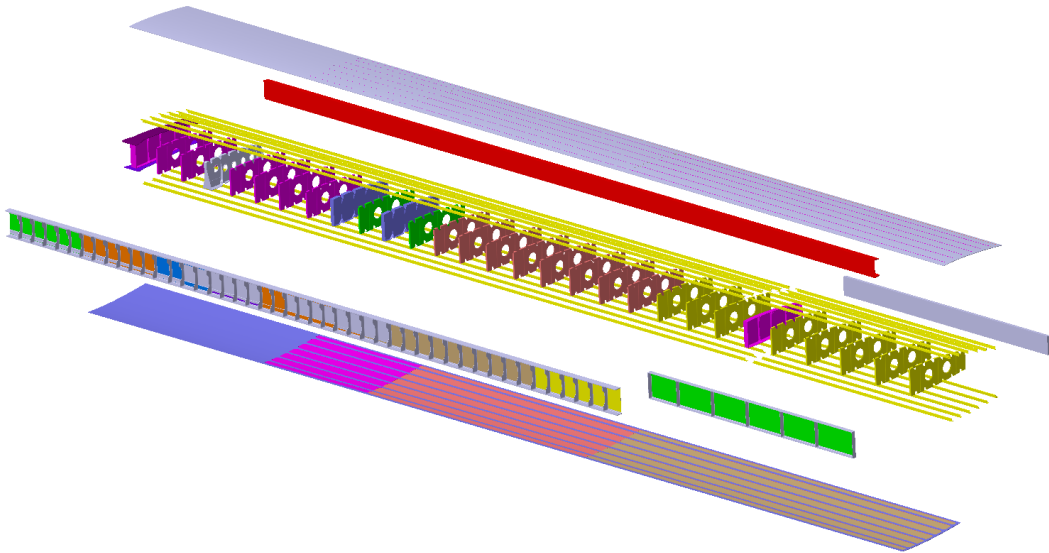


Fig.AI.6 – Vista explodida da asa

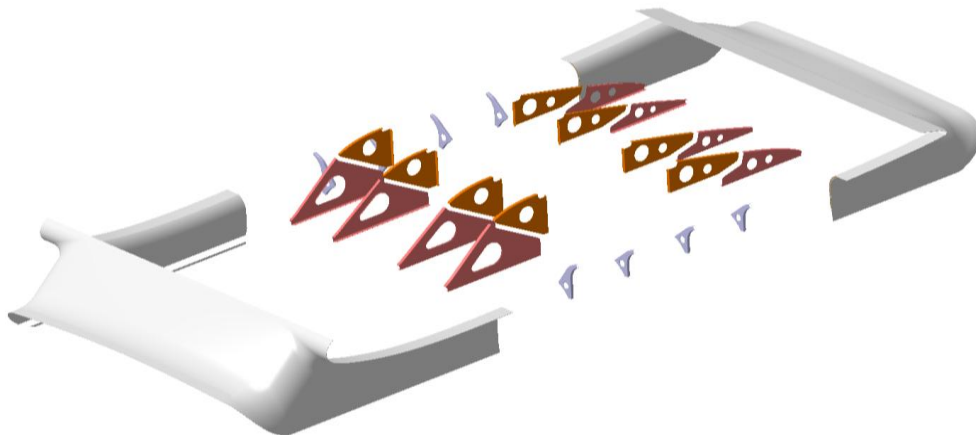


Fig.AI.7 – Karman, ligação da fuselagem do corpo do avião asa.

Cálculo

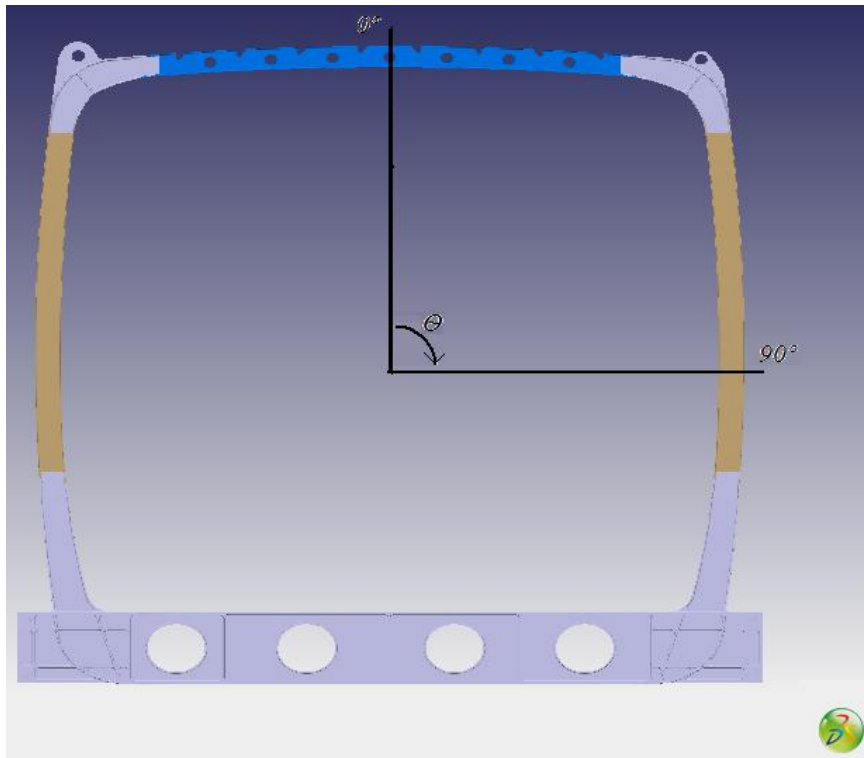


Fig.AI.8 – Sistema de eixos no pórtico.

Frame 28							RESERVE FACTORS			INTERACTION	
θ	MARGINS OF SAFETY						load Normal case			RF	
	compression			tension			web				
	skin	outer	inner	skin	outer	inner	Rc	R _s	F _b		
0,0 °	N/A	N/A	1,28	17,84	17,58	N/A		0,06	0,06		0
4,9 °	N/A	N/A	8,25	21,27	21,03	N/A		0,06	0,04		0
14,2 °	N/A	N/A	1,72	24,72	24,36	N/A		0,07	0,05		0
23,0 °	N/A	N/A	0,11	24,86	24,31	N/A		0,07	0,07	-0,000532117	9,534296852
30,8 °	N/A	N/A	-0,59	38,45	33,99	N/A	0,01	0,09	0,13	-0,000121993	4,473188054
43,7 °	N/A	N/A	-0,90	3,45	3,19	N/A	0,43	0,65	0,30	-0,00022529	1,035105305
53,0 °	N/A	N/A	4,91	11,73	11,61	N/A		0,07	0,07		0
65,5 °	N/A	N/A	N/A	16,54	16,73	6,20		0,06	0,06		0
74,5 °	N/A	N/A	N/A	21,10	21,55	5,59		0,05	0,09		0
104,0 °	N/A	N/A	N/A	151,26	174,54	9,07		0,06	0,08		0
114,9 °	N/A	N/A	N/A	220,67	224,77	69,07		0,04	0,01		0
124,5 °	N/A	N/A	4,10	75,48	73,80	N/A	0,01	0,05	0,03	0,000319119	16,60951174
140,6 °	309,91	288,97	4,79	N/A	N/A	N/A	0,04	0,06	0,00	9,99355E-06	11,95289844
146,7 °	28,81	41,67	0,77	N/A	N/A	N/A	0,49	0,40	0,01	2,45581E-06	14,00040638
153,8 °	41,47	59,95	-0,13	N/A	N/A	N/A	0,61	0,20	0,04	-2,04775E-07	1,484236458
161,7 °	46,65	67,48	-0,74	N/A	N/A	N/A	0,70	0,16	0,06	-0,000820728	1,350849556
170,6 °	64,14	92,88	-0,77	N/A	N/A	N/A	0,73	0,09	0,08	-0,00038177	1,320290995
180,0 °	526,66	817,33	-0,81	N/A	N/A	N/A	0,76	0,06	0,12	-7,17669E-08	1,261312921
189,2 °	N/A	N/A	-0,81	10038,09	6161,58	N/A	0,72	0,06	0,12	-1,2037E-07	1,316520728
198,3 °	N/A	N/A	-0,52	419,18	407,32	N/A	0,71	0,28	0,13	-1,19632E-05	1,192136399
206,2 °	N/A	N/A	-0,40	422,49	412,15	N/A	0,60	0,34	0,12	-2,07679E-05	1,295992302
213,3 °	N/A	N/A	1,49	6573,79	4374,43	N/A	0,06	0,08	0,01	1,75446E-05	8,283212073
219,4 °	N/A	N/A	0,63	47,44	45,74	N/A	0,04	0,13	0,07	-9,2464E-07	5,819861376
235,5 °	N/A	N/A	1,27	42,81	41,57	N/A	0,03	0,06	0,06	0,000213301	9,854166033
245,1 °	N/A	N/A	-0,29	23,46	22,99	N/A	0,02	0,08	0,08	7,43293E-06	7,963797763
256,0 °	N/A	N/A	N/A	17,88	17,76	91,91		0,07	0,03		0
280,5 °	N/A	N/A	N/A	11,57	11,60	8,86		0,08	0,02		0
294,5 °	N/A	N/A	N/A	12,49	12,49	12,22		0,09	0,00		0
307,0 °	N/A	N/A	1,78	9,64	9,57	N/A		0,08	0,08		0
316,3 °	N/A	N/A	-0,78	19,79	17,49	N/A		0,19	0,23	-0,000535592	2,214591466
329,2 °	N/A	N/A	-0,46	10,36	10,13	N/A	0,00	0,06	0,15	-1,1452E-05	6,137670298
337,0 °	N/A	N/A	0,69	13,58	13,38	N/A		0,06	0,08		0
345,8 °	N/A	N/A	0,95	14,95	14,73	N/A		0,06	0,07		0
355,1 °	N/A	N/A	1,20	16,70	16,46	N/A		0,06	0,06		0

Fig.AI.9- Folha de cálculo com os valores obtidos para o pórtico número 28

Frame 29

MARGINS OF SAFETY							RESERVE FACTORS			INTERACTION	
load Normal case							load Normal case			RF	
θ	compression			tension			web			RF	
	skin	outer	inner	skin	outer	inner	Fc	Fs	Fb		
0,0 °	N/A	N/A	1,80	17,68	17,44	N/A		0,06	0,06	0	
4,9 °	N/A	N/A	41,84	21,07	20,84	N/A		0,06	0,04	0	
14,2 °	N/A	N/A	2,91	24,74	24,41	N/A		0,07	0,04	0	
23,0 °	N/A	N/A	0,31	25,20	24,68	N/A		0,08	0,06	0	
30,8 °	N/A	N/A	-0,56	39,43	34,95	N/A	0,10	0,10	0,13	9,42669E-05	4,597098339
43,7 °	N/A	N/A	-0,90	9,83	9,55	N/A	0,42	0,64	0,29	5,03078E-05	1,056875867
53,0 °	N/A	N/A	5,74	11,81	11,69	N/A		0,07	0,07	0	
65,5 °	N/A	N/A	N/A	15,55	15,74	6,03		0,06	0,07	0	
74,5 °	N/A	N/A	N/A	21,19	21,66	5,46		0,06	0,09	0	
104,0 °	N/A	N/A	N/A	160,43	186,15	8,30		0,06	0,08	0	
114,9 °	N/A	N/A	N/A	244,34	250,07	70,72		0,04	0,01	0	
124,5 °	N/A	N/A	3,98	71,70	70,12	N/A		0,05	0,03	-1,17822E-05	17,338406
140,6 °	N/A	N/A	3,12	958,20	912,68	N/A	0,03	0,05	0,01	0,00026472	13,78460516
146,7 °	123,28	177,99	0,31	N/A	N/A	N/A	0,36	0,31	0,04	-0,000944214	1,850036022
153,8 °	58,02	83,81	-0,11	N/A	N/A	N/A	0,55	0,20	0,05	-8,32849E-06	1,623184085
161,7 °	54,48	78,79	-0,73	N/A	N/A	N/A	0,66	0,17	0,06	-1,23212E-06	1,410863789
170,6 °	77,96	112,96	-0,77	N/A	N/A	N/A	0,70	0,11	0,08	-1,15322E-07	1,37781012
180,0 °	N/A	N/A	-0,81	5874,22	4284,97	N/A	0,73	0,06	0,12	-8,11689E-08	1,313805631
189,2 °	N/A	N/A	-0,81	1505,91	1376,04	N/A	0,70	0,06	0,12	-1,01582E-07	1,356585173
198,3 °	N/A	N/A	-0,49	294,84	289,06	N/A	0,68	0,24	0,13	-1,52139E-05	1,315939846
206,2 °	N/A	N/A	-0,42	162,38	160,61	N/A	0,55	0,28	0,13	-8,4426E-05	1,435543452
213,3 °	N/A	N/A	1,19	350,91	338,60	N/A	0,06	0,04	0,02	3,64662E-06	12,41728833
219,4 °	N/A	N/A	0,48	34,48	33,42	N/A	0,04	0,05	0,08	-0,000463867	8,262178326
235,5 °	N/A	N/A	1,29	44,96	43,62	N/A	0,03	0,06	0,06	-0,000324475	9,907579501
245,1 °	N/A	N/A	-0,31	23,85	23,35	N/A	0,02	0,08	0,08	-8,61904E-05	7,776036256
256,0 °	N/A	N/A	N/A	17,96	17,82	12,18		0,08	0,04	0	
280,5 °	N/A	N/A	N/A	11,40	11,43	8,68		0,08	0,02	0	
294,5 °	N/A	N/A	N/A	12,56	12,58	11,13		0,09	0,01	0	
307,0 °	N/A	N/A	0,16	8,86	8,78	N/A		0,10	0,10	0	
316,3 °	N/A	N/A	-0,78	19,51	17,23	N/A	0,19	0,24	0,25	0,000156255	2,185373688
329,2 °	N/A	N/A	-0,45	10,28	10,05	N/A	0,00	0,06	0,15	7,04134E-05	6,198133528
337,0 °	N/A	N/A	0,88	13,51	13,32	N/A		0,06	0,08	0	
345,8 °	N/A	N/A	1,25	14,84	14,63	N/A		0,06	0,07	0	
355,1 °	N/A	N/A	1,65	16,56	16,33	N/A		0,06	0,06	0	

Fig.AI.10- Folha de cálculo com os valores obtidos para o pórtico número 29

Frame 30

MARGINS OF SAFETY							RESERVE FACTORS			INTERACTION	
load Normal case							load Normal case			RF	
θ	compression			tension			web			RF	
	skin	outer	inner	skin	outer	inner	Fc	Fs	Fb		
0,0 °	N/A	N/A	-0,11	47,47	45,75	N/A	0,03	0,01	0,06	1,14628E-05	11,97978428
4,9 °	N/A	N/A	0,09	56,36	54,39	N/A	0,03	0,01	0,05	1,3704E-05	14,6433463
14,2 °	N/A	N/A	0,62	84,90	81,96	N/A	0,02	0,02	0,03	3,9610E-07	19,80662069
23,0 °	N/A	N/A	1,37	130,26	125,48	N/A	0,01	0,03	0,02	9,21117E-06	22,25194499
30,8 °	1326,21	2505,35	3,01	N/A	N/A	N/A	0,01	0,05	0,01	0,00010245	16,60916585
43,7 °	15,11	16,26	1,63	N/A	N/A	N/A	0,05	0,01	0,01	-0,000476481	18,04504065
53,0 °	N/A	N/A	-0,32	57,82	55,61	N/A	0,07	0,03	0,06	-0,000875183	8,744371868
65,5 °	N/A	N/A	5,82	38,95	38,54	N/A		0,01	0,03	0	
74,5 °	N/A	N/A	N/A	39,10	38,91	92,65		0,01	0,01	0	
104,0 °	N/A	N/A	N/A	72,34	73,66	22,69		0,01	0,02	0	
114,9 °	N/A	N/A	N/A	226,48	235,65	39,52		0,01	0,02	0	
124,5 °	N/A	N/A	N/A	3285,92	5901,75	60,17		0,01	0,01	0	
140,6 °	N/A	N/A	1,05	486,98	473,56	N/A	0,07	0,03	0,01	-4,82222E-06	11,53327154
146,7 °	578,57	744,69	-0,30	N/A	N/A	N/A	0,31	0,22	0,05	-0,00014554	2,349828447
153,8 °	35,18	44,07	-0,35	N/A	N/A	N/A	0,53	0,16	0,01	-1,52681E-06	1,745448585
161,7 °	26,89	33,74	-0,69	N/A	N/A	N/A	0,67	0,15	0,02	-1,63496E-07	1,417263467
170,6 °	30,28	37,99	-0,75	N/A	N/A	N/A	0,73	0,10	0,04	-0,00032465	1,33135984
180,0 °	56,25	70,68	-0,82	N/A	N/A	N/A	0,80	0,03	0,09	-0,000198509	1,228715318
189,2 °	53,20	66,82	-0,81	N/A	N/A	N/A	0,78	0,03	0,08	-0,000144463	1,256043732
198,3 °	408,69	539,37	-0,72	N/A	N/A	N/A	0,73	0,15	0,12	-4,83989E-07	1,280686349
206,2 °	N/A	N/A	-0,69	639,10	615,47	N/A	0,64	0,18	0,12	-2,59521E-06	1,40729692
213,3 °	N/A	N/A	-0,04	995,90	902,94	N/A	0,20	0,03	0,02	-5,21614E-07	4,791616991
219,4 °	N/A	N/A	0,13	56,01	52,93	N/A	0,07	0,05	0,10	8,96543E-06	6,565109553
235,5 °	N/A	N/A	3,76	95,77	93,13	N/A	0,01	0,01	0,03	-0,000410609	26,21438933
245,1 °	N/A	N/A	7,44	52,41	51,84	N/A		0,02	0,02	0	
256,0 °	N/A	N/A	N/A	44,19	44,00	89,23		0,01	0,01	0	
280,5 °	N/A	N/A	N/A	64,86	65,82	23,28		0,00	0,02	0	
294,5 °	N/A	N/A	N/A	252,08	274,71	22,50		0,02	0,03	0	
307,0 °	136,93	143,32	N/A	N/A	N/A	78,85		0,04	0,01	0	
316,3 °	1377,50	14589,90	1,48	N/A	N/A	N/A	0,02	0,02	0,02	0,000323288	23,2722284
329,2 °	N/A	N/A	0,04	68,48	65,58	N/A	0,03	0,01	0,05	-1,69567E-05	13,576481
337,0 °	N/A	N/A	-0,05	55,82	53,71	N/A	0,03	0,01	0,06	-0,000752262	13,1529827
345,8 °	N/A	N/A	-0,08	50,46	48,61	N/A	0,03	0,00	0,06	8,57409E-06	12,51234482
355,1 °	N/A	N/A	-0,10	47,59	45,88	N/A	0,03	0,00	0,06	9,21407E-06	12,08684551

Fig.AI.11- Folha de cálculo com os valores obtidos para o pórtico número 30

Frame 31

MARGINS OF SAFETY							RESERVE FACTORS			INTERACTION	
load Normal case							load Normal case			RF	
θ	compression			tension			web			Rc	Rf
	skin	outer	inner	skin	outer	inner	Rc	Rs	Rb		
0,0 °	N/A	N/A	N/A	32,86	32,89	30,18		0,04	0,00		0
4,9 °	N/A	N/A	N/A	25,88	25,69	83,86		0,04	0,02		0
14,2 °	N/A	N/A	0,43	17,72	17,42	N/A		0,05	0,07		0
23,0 °	N/A	N/A	-0,27	14,21	13,91	N/A		0,05	0,11		0
30,8 °	N/A	N/A	-0,47	22,00	20,51	N/A	0,00	0,05	0,12	1,32422E-06	8,196824122
43,7 °	N/A	N/A	-0,69	32,96	32,09	N/A	0,06	0,05	0,12	-0,000129154	5,348748111
53,0 °	N/A	N/A	-0,59	44,22	42,33	N/A	0,14	0,30	0,09	-0,000338518	2,582157099
65,5 °	N/A	N/A	0,63	37,66	37,05	N/A	0,10	0,04	0,09	-1,1109E-05	5,921668036
74,5 °	N/A	N/A	N/A	36,88	36,62	219,88		0,03	0,04		0
104,0 °	N/A	N/A	N/A	44,36	44,95	16,97		0,02	0,02		0
114,9 °	N/A	N/A	N/A	106,10	107,22	46,95		0,01	0,03		0
124,5 °	N/A	N/A	N/A	126,06	126,69	79,39		0,01	0,01		0
140,6 °	N/A	N/A	2199,33	1052,04	1045,60	N/A		0,00	0,00		0
146,7 °	N/A	N/A	31,36	1180,79	1172,66	N/A	0,04	0,08	0,00		0
153,8 °	N/A	N/A	8,44	642,04	635,04	N/A	0,04	0,56	0,01	0,000281313	1,725822748
161,7 °	N/A	N/A	1,37	756,61	743,93	N/A	0,14	0,31	0,03	0,000404515	2,565250929
170,6 °	N/A	N/A	1,02	542,68	534,79	N/A	0,21	0,26	0,04	-0,000781855	2,585640375
180,0 °	N/A	N/A	0,60	294,20	291,11	N/A	0,25	0,16	0,05	2,49038E-06	3,01521524
189,2 °	N/A	N/A	0,68	309,78	306,54	N/A	0,29	0,09	0,07	-4,82406E-06	3,009905286
198,3 °	N/A	N/A	3,85	219,66	217,93	N/A	0,27	0,09	0,07	-2,08591E-05	3,156534724
206,2 °	N/A	N/A	5,15	191,66	190,48	N/A	0,25	0,34	0,07	1,1331E-06	2,020353852
213,3 °	N/A	N/A	9,00	388,74	380,86	N/A	0,18	0,41	0,06	8,33334E-06	1,948511523
219,4 °	N/A	N/A	1,35	45,55	44,33	N/A	0,02	0,07	0,01	0,000195657	12,14033758
235,5 °	N/A	N/A	7,00	64,63	63,51	N/A	0,02	0,11	0,06	0,000366718	7,368210289
245,1 °	N/A	N/A	9,29	42,98	42,55	N/A	0,00	0,01	0,03	1,3208E-05	36,87670351
256,0 °	N/A	N/A	44,80	44,69	62,72	N/A		0,01	0,02		0
280,5 °	N/A	N/A	N/A	76,03	77,35	24,56		0,00	0,01		0
294,5 °	N/A	N/A	N/A	197,34	206,67	30,25		0,00	0,02		0
307,0 °	N/A	N/A	27,21	166,73	165,45	N/A		0,01	0,02		0
316,3 °	N/A	N/A	1,27	736,95	531,21	N/A		0,02	0,01		0
329,2 °	N/A	N/A	4,69	57,79	56,31	N/A	0,02	0,02	0,02	-0,000517067	23,91542147
337,0 °	N/A	N/A	N/A	47,29	46,94	176,66		0,05	0,02		0
345,8 °	N/A	N/A	N/A	43,12	43,15	40,00		0,05	0,01		0
355,1 °	N/A	N/A	N/A	36,95	37,07	28,32		0,04	0,00		0
								0,04	0,01		0

Fig.AI.12- Folha de cálculo com os valores obtidos para o pórtico número 31

Frame 32

MARGINS OF SAFETY							RESERVE FACTORS			INTERACTION	
load Normal case							load Normal case			RF	
θ	compression			tension			web			Rc	Rf
	skin	outer	inner	skin	outer	inner	Rc	Rs	Rb		
0,0 °	N/A	N/A	N/A	33,97	34,03	29,08		0,04	0,00		0
4,9 °	N/A	N/A	N/A	26,24	26,05	89,96		0,04	0,02		0
14,2 °	N/A	N/A	0,36	17,79	17,49	N/A		0,05	0,07		0
23,0 °	N/A	N/A	-0,28	14,27	13,96	N/A		0,05	0,11		0
30,8 °	N/A	N/A	-0,45	22,27	20,79	N/A	0,00	0,05	0,12	5,56139E-06	8,01683435
43,7 °	N/A	N/A	-0,69	30,87	30,09	N/A	0,05	0,06	0,12	-0,000113269	6,050411912
53,0 °	N/A	N/A	-0,57	48,05	45,95	N/A	0,13	0,29	0,10	-0,000415479	2,654134145
65,5 °	N/A	N/A	0,34	38,33	37,64	N/A	0,10	0,03	0,09	-1,19501E-05	6,208121046
74,5 °	N/A	N/A	N/A	38,43	38,10	2106,79	0,00	0,03	0,04	5,08629E-07	18,72368313
104,0 °	N/A	N/A	N/A	43,52	44,04	17,74		0,02	0,02		0
114,9 °	N/A	N/A	N/A	101,65	102,62	47,56		0,01	0,01		0
124,5 °	N/A	N/A	N/A	137,12	138,21	70,37		0,01	0,01		0
140,6 °	N/A	N/A	N/A	3318,18	3388,53	741,26		0,09	0,00		0
146,7 °	N/A	N/A	81,50	3631,19	3602,29	N/A	0,02	0,64	0,00	5,4989E-05	1,546809494
153,8 °	N/A	N/A	9,11	738,10	729,55	N/A	0,13	0,36	0,03	0,00012256	2,329250946
161,7 °	N/A	N/A	1,42	1195,03	1165,33	N/A	0,22	0,29	0,04	-6,35689E-06	2,355057836
170,6 °	N/A	N/A	1,03	749,53	735,09	N/A	0,25	0,19	0,05	2,21509E-05	2,773432263
180,0 °	N/A	N/A	0,59	331,78	327,90	N/A	0,30	0,08	0,07	-2,452E-06	2,9562029
189,2 °	N/A	N/A	0,66	364,15	359,74	N/A	0,29	0,08	0,07	-3,05939E-05	3,083137724
198,3 °	N/A	N/A	3,72	248,56	246,35	N/A	0,26	0,37	0,07	4,86214E-07	1,889133741
206,2 °	N/A	N/A	5,32	269,58	267,48	N/A	0,20	0,44	0,06	0,000219889	1,798973178
213,3 °	N/A	N/A	10,36	883,14	853,06	N/A	0,02	0,10	0,01	5,26519E-06	9,309113334
219,4 °	N/A	N/A	1,79	62,94	61,08	N/A	0,02	0,15	0,05	-0,000633869	5,842020998
235,5 °	N/A	N/A	7,44	64,96	63,87	N/A		0,01	0,02		0
245,1 °	N/A	N/A	18,31	44,58	44,16	N/A		0,01	0,02		0
256,0 °	N/A	N/A	47,93	47,93	47,86	58,85		0,00	0,00		0
280,5 °	N/A	N/A	N/A	74,05	75,01	28,94		0,00	0,02		0
294,5 °	N/A	N/A	N/A	145,51	148,98	38,09		0,00	0,02		0
307,0 °	N/A	N/A	8,70	108,26	107,32	N/A		0,01	0,01		0
316,3 °	N/A	N/A	2,79	1074,06	801,25	N/A		0,01	0,01	2,74062E-06	32,78408748
329,2 °	N/A	N/A	11,71	57,50	56,79	N/A	0,01	0,02	0,01		0
337,0 °	N/A	N/A	N/A	50,05	49,85	83,00		0,05	0,02		0
345,8 °	N/A	N/A	N/A	45,05	45,18	34,85		0,04	0,01		0
355,1 °	N/A	N/A	N/A	38,28	38,43	27,05		0,04	0,01		0

Fig.AI.13- Folha de cálculo com os valores obtidos para o pórtico número 32

Anexo II

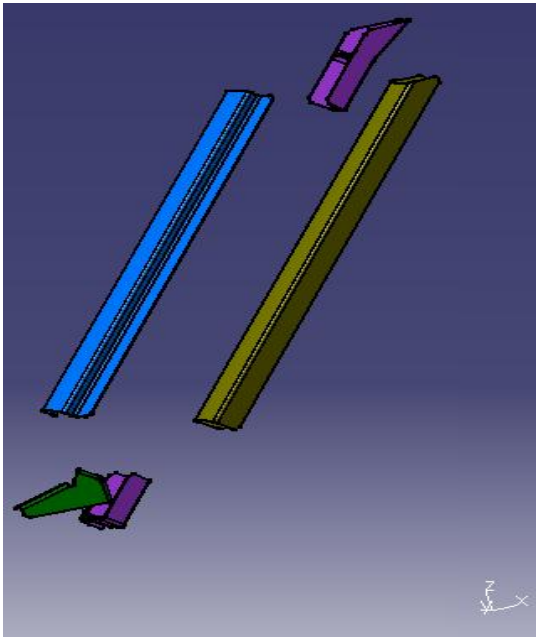


Fig.AII.1 Vista explodida, viga central do pára-brisas

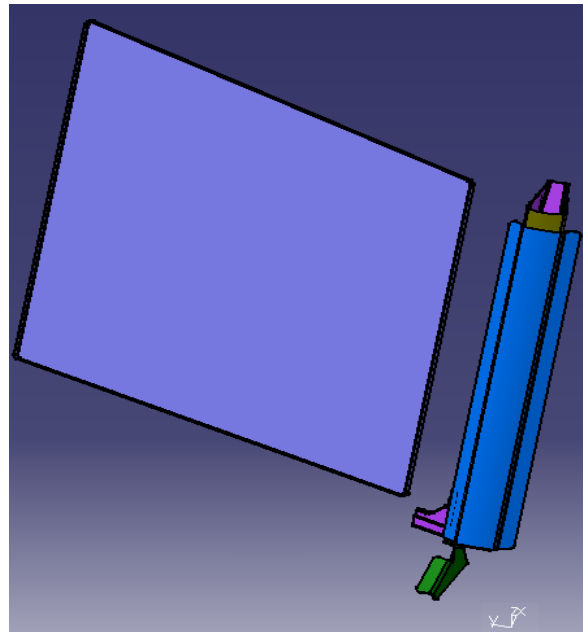


Fig.AII.2- Viga central do pára-brisas e vidro frontal direito.

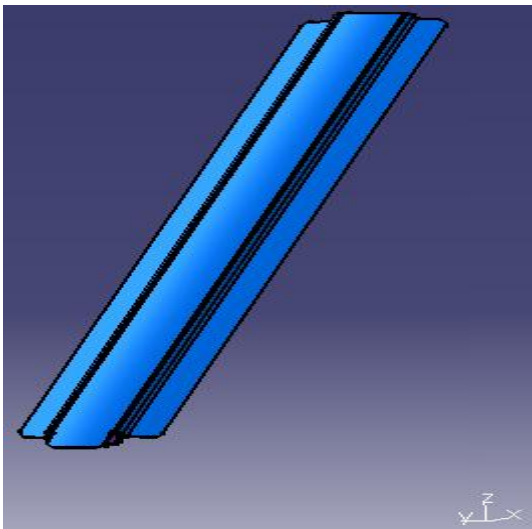


Fig.AII.3- Vista frontal da viga lateral.

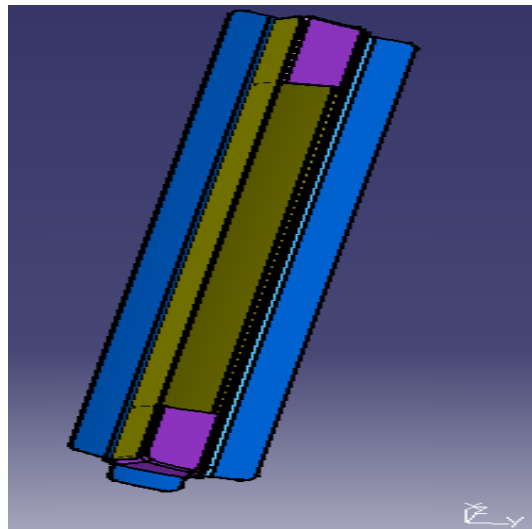


Fig.AII.4- Vista posterior da viga lateral.

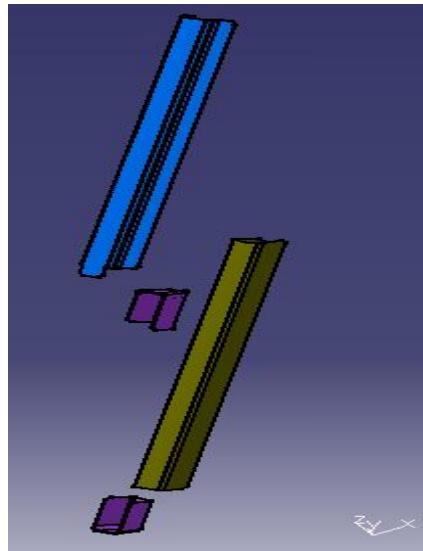


Fig.AII.5- Vista explodida da viga lateral

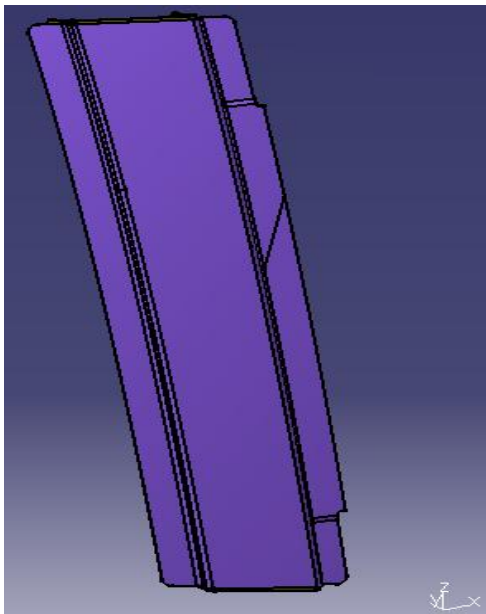


Fig.AII.6- Vista frontal da viga “lateral traseira”.

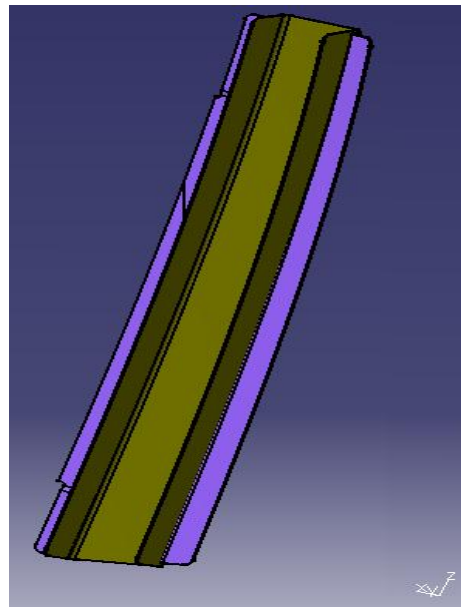


Fig.AII.7- Vista posterior “lateral traseira”.

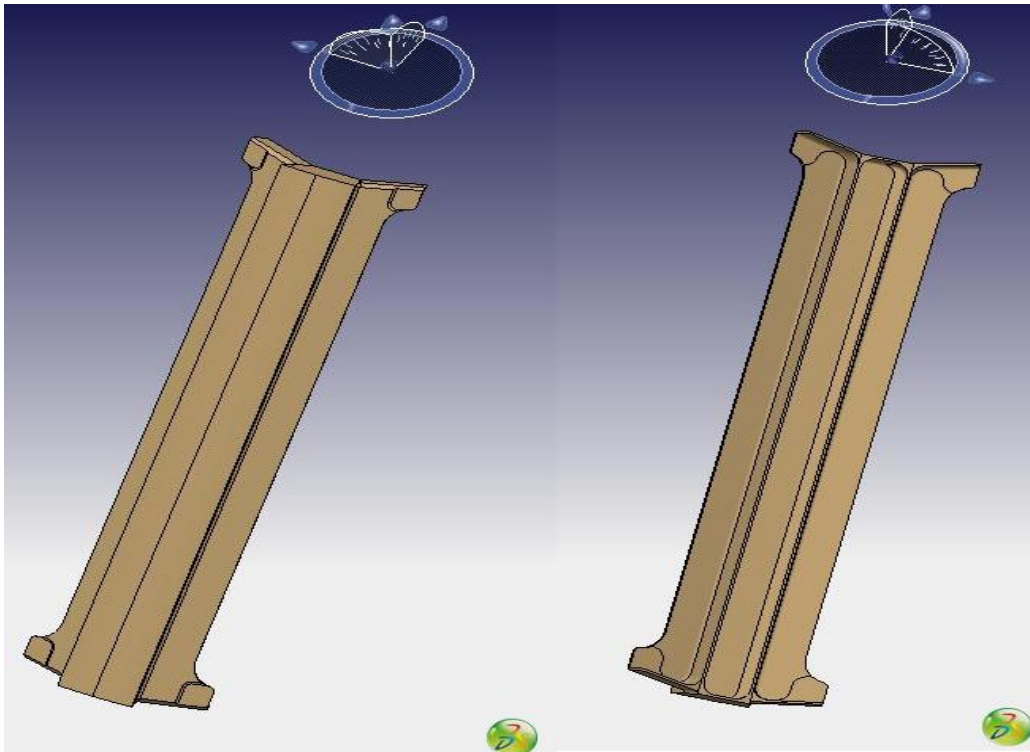


Fig.AII.8- Proposta de alteração da viga central da estrutura.

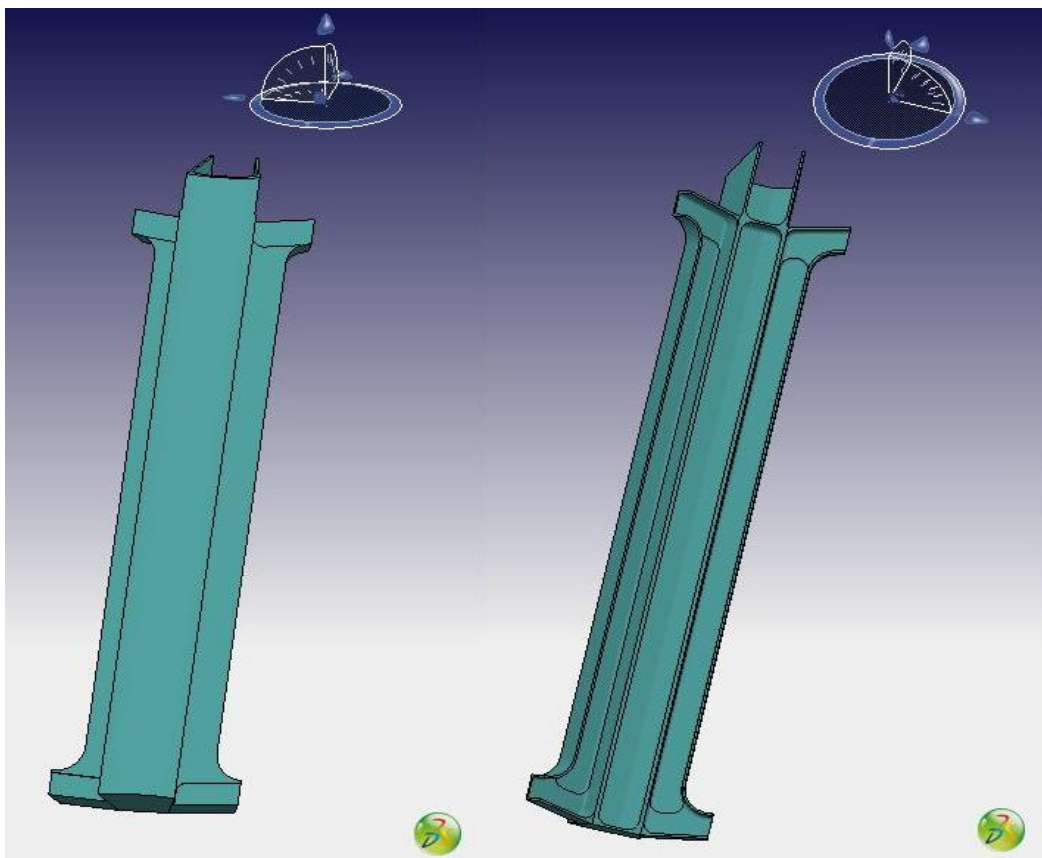


Fig.AII.9- Proposta de alteração da viga central da estrutura.

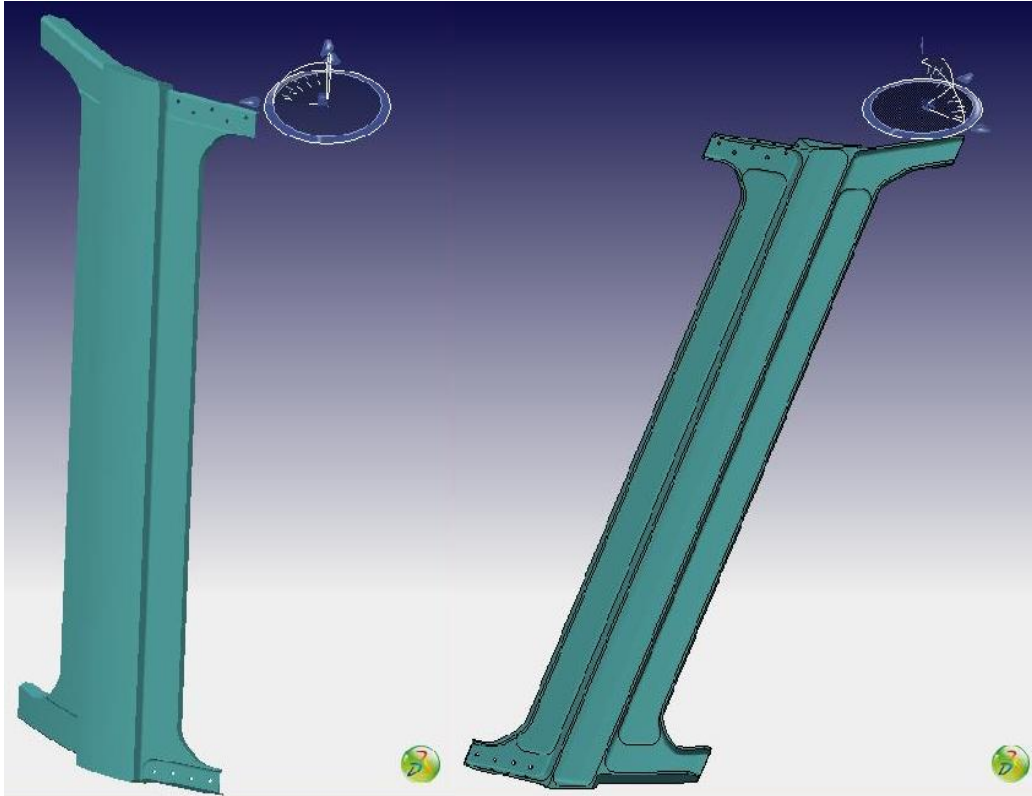


Fig.AII.10- Proposta de alteração da viga lateral da estrutura.

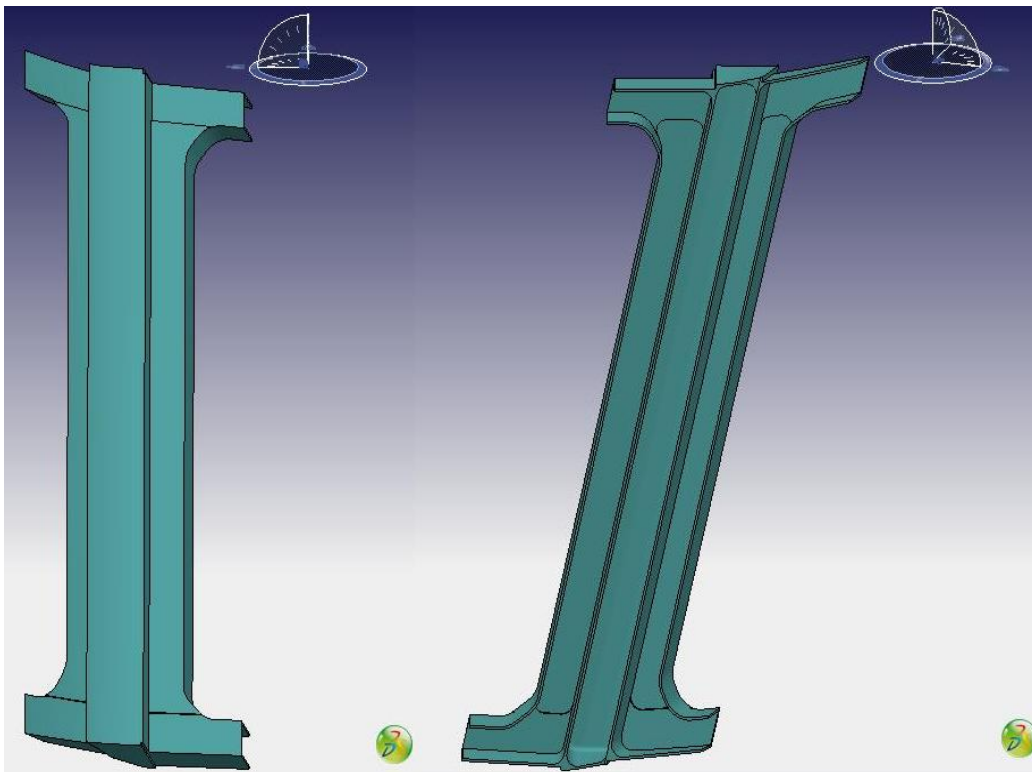


Fig.AII.11- Proposta de alteração da viga lateral da estrutura.

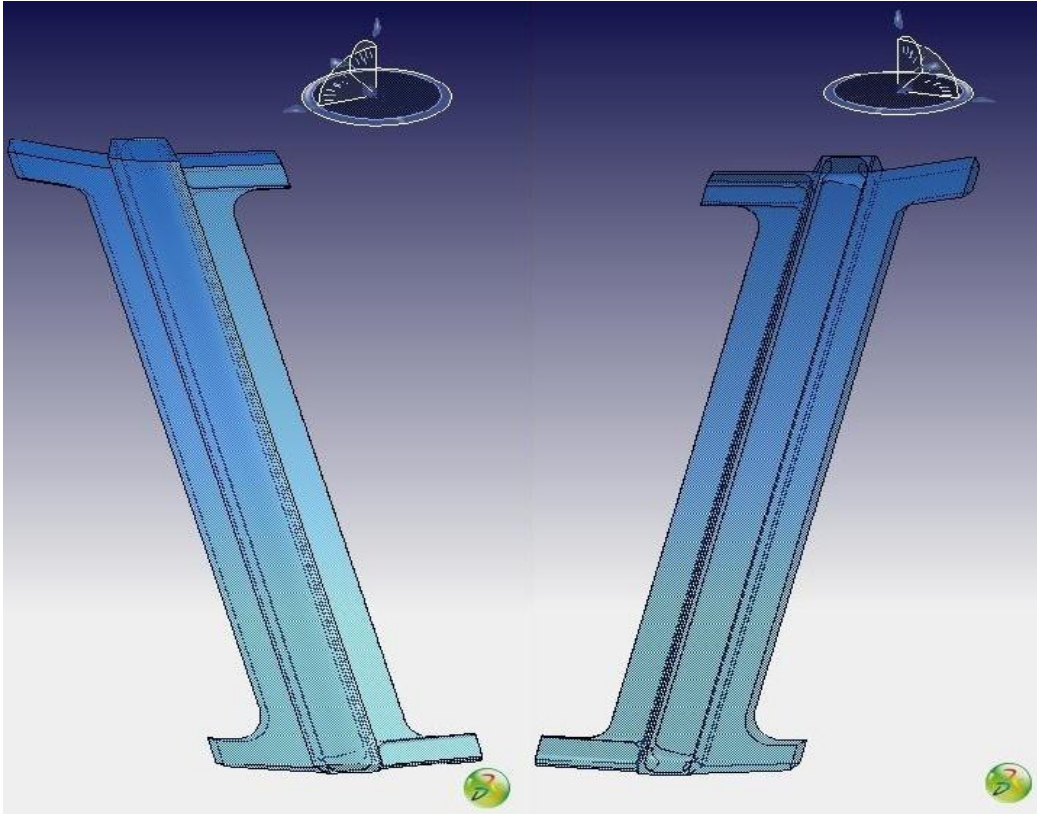


Fig.AIII.11- Proposta de alteração da viga lateral da estrutura.

Anexo III

Regulamento

BOOK 1

CS-23

CS 23.775 Windshields and windows

(See AMC 23.775 and
AMC 23.775 (f) & (g))

(a) The internal panels of windshields and windows must be constructed of a nonsplintering material, such as nonsplintering safety glass.

(b) The design of windshields, windows and canopies in pressurised aeroplanes must be based on factors peculiar to high altitude operation, including –

(1) The effects of continuous and cyclic pressurisation loadings;

(2) The inherent characteristics of the material used; and

(3) The effects of temperatures and temperature gradients.

(c) On pressurised aeroplanes, if certification for operation up to and including 7620 m (25 000 ft) is requested, an enclosure canopy including a representative part of the installation must be subjected to special tests to account for the combined effects of continuous and cyclic pressurisation loadings and flight loads, or compliance with the fail-safe requirement of subparagraph (d) must be shown.

(d) If certification for operation above 7620 m (25 000 ft) is requested, the windshields, window panels and canopies must be strong enough to withstand the maximum cabin pressure differential loads combined with critical aerodynamic pressure and temperature effects after failure of any load-carrying element of the windshield, window panel or canopy.

(e) The windshield and side windows forward of the pilot's back when he is seated in the normal flight position must have a luminous transmittance value of not less than 70% .

(f) Unless operation in known or forecast icing conditions is prohibited by operating limitations, a means must be provided to prevent or to clear accumulations of ice from the windshield so that the pilot has adequate view for taxi, takeoff, approach, landing, and to perform any manoeuvres within the operating limitations of the aeroplane.

(g) In the event of any probable single failure, a transparency heating system must be incapable of raising the temperature of any windshield or window to a point where there would be

(1) Structural failure so as to adversely affect the integrity of the cabin; or

(2) A danger of fire

(h) In addition for commuter category aeroplanes, the following applies:

(1) Windshield panes directly in front of the pilot(s) in the normal conduct of their duties, and the supporting structures for these panes must withstand, without penetration, the impact of a 0.91 kg (2 lb) bird when the velocity of the aeroplane relative to the bird along the aeroplane's flight path is equal to the aeroplane's maximum approach flap speed.

(2) The windshield panels in front of the pilot(s) must be arranged so that, assuming the loss of vision through any one panel, one or more panels remain available for use by a pilot seated at a pilot station to permit continued safe flight and landing.

CS 23.777 Cockpit controls

(a) Each cockpit control must be located and (except where its function is obvious) identified to provide convenient operation and to prevent confusion and inadvertent operation.

(b) The controls must be located and arranged so that the pilot, when seated, has full and unrestricted movement of each control without interference from either his clothing or the cockpit structure.

(c) Powerplant controls must be located –

(1) For twin-engine aeroplanes, on the pedestal or overhead at or near the centre of the cockpit;

(2) For single and tandem seated single-engine aeroplanes, on the left side console or instrument panel;

(3) For other single-engine aeroplanes at or near the centre of the cockpit, on the pedestal, instrument panel, or overhead; and

(4) For aeroplanes with side-by-side pilot seats and with two sets of powerplant controls, on left and right consoles.

(d) The control location order from left to right must be power (thrust) lever, propeller (rpm control) and mixture control (condition lever and fuel cut-off for turbine-powered aeroplanes). Power (thrust) levers must be at least 25 mm (one inch) higher or longer to make them more prominent than propeller (rpm control) or mixture controls. Carburettor heat or alternate air control must be to the left of the throttle or at least 20 cm (eight inches) from the mixture control when located other than on a pedestal. Carburettor heat or alternate air control, when located on a pedestal

AMC 23.735(c)
Brakes

As specified in the requirement, the pressure on the wheel brake must not exceed the pressure that is specified by the brake manufacturer. The requirement does not specify how the force that is applied to the brake pedals is transmitted to the brakes. This means may be mechanical, hydraulic or some other system, such as an electronic control system. By clarifying the applicability of the requirements to the force applied to the wheel brake assembly, it can be applied to any braking system that is included in the aeroplane design.

AMC 23.773
Pilot compartment view

See CS-23 Flight Test Guide Paragraph 23.773 Pilot Compartment View.

AMC 23.775(f)
Windshields and windows

For windshields and windows that include a transparency heating system, compliance with CS 23.775(f) should include the use of CS 23.1309. Compliance with 23.1309 should be established by identifying all of the probable malfunctions or single failures that may occur in the system. Any of the identified malfunctions or failures that would result in an increase of the windshield temperature should be corrected so that the temperature rise will not occur, or there should be a means to limit the temperature rise to a value that is less than the value where the windshield, or the materials around it, will ignite and burn. The importance of avoiding overheat conditions for acrylic materials must be strongly emphasised particularly for stretched acrylics in relation to the relaxation temperature for the

2-D-9

AMC 23.775(g)
Windshields and windows

To comply with this requirement, side panels and/or co-pilot panels may be used, provided it can be shown that continued safe flight and landing is possible using these panels only, whilst remaining seated at a pilot(s) station.

The requirement to safeguard the aeroplane against a bird strike with a relative velocity up to the 'maximum approach flap speed' is intended to represent the most critical approach situation. For clarification the speed to be applied should be the maximum V_{FE} for normal operation.

AMC 23.783(b)
Doors

When considering door location, potential hazards should be taken to include hot surfaces or sharp objects a person is likely to contact when entering and exiting the aeroplane.

AMC 23.851(c)
Fire extinguishers

Acceptance of existing FAA AC 20-42C as AMC to 23.851(c) pending the results of research into Halon replacement.

AMC 23.865
Fire protection of flight controls, engine mounts and other flight structure

Engine mounts or portions of the engine mounts that are not constructed of fire proof material should be shielded to provide an equivalent level of safety to that provided by the use of fireproof materials. Care should be taken that any shielding does not invalidate the type certification of the engine.

2-D-10

Cálculo

windshied

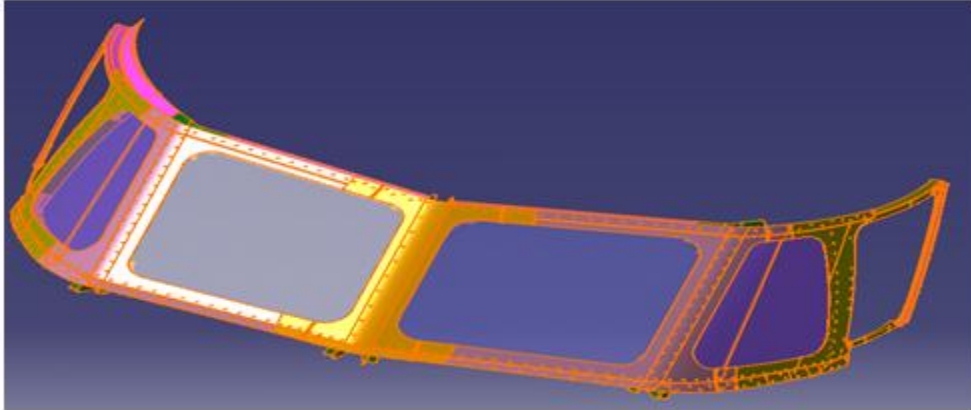


Fig.1- 3D of Windshield

Object. of this Work:

-Sizing the redesign of the windshield

-Bird Strike Project Development

Charateristic of the plane:

Performances Skylander Sk 100	
Max. Take-off weight(MTOW)	18500 lbs (8391 kg)
Max Payload	7275 lbs (3300 kg)
Max Range (IFR Reserve)	1123 Nm (2080 Km)
FAR Take-off distance at MTOW	2736 ft (834 m)
Max Cruise speed(Tas) 212 kts	392 Km/h

Fig.AIII.1- Características do avião usados nos cálculos

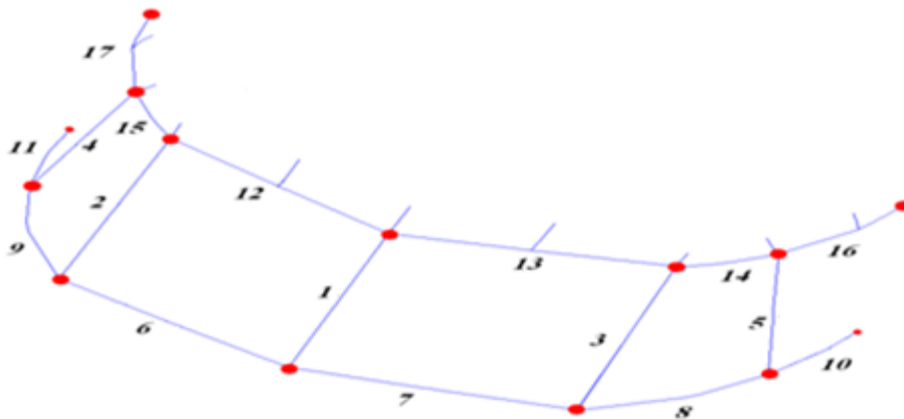


Fig.AIII.2- Numeração dos elementos da estrutura do pára-brisas.

Equivalence

Elements ID.	Number of Elements
11505001	
11505002	1
11515006	
11515007	2
11525011	
11525012	4
16535016	
16535017	3
16545021	
16545022	5
10815001	6
10815005	
10815009	3
10815013	11
10815017	11
10825003	
10825007	12
10825011	15
10825014	17
10845001	
10885011	
10895013	
15815001	
15815005	7
15815009	8
15815013	
15815017	10
15825003	13
15825007	
15825011	14
15825014	16
15875001	
10815003	6
10815007	
10815011	3
10815015	11
10825001	
10825005	12
10825009	15
10825012	17
10835001	
10855001	
10885023	
10895027	
15815003	
15815007	7
15815011	8
15815015	10
15825001	
15825005	13
15825009	14
15825012	16
15865001	

N° of Element	Elements ID.
1	11505001
	11505002
2	11515006
	11515007
3	16535016
	16535017
4	11525011
	11525012
5	16545021
	16545022
6	10815001
	10815005
	10815003
	10815007
7	15815001
	15815005
	15815003
	15815007
8	15815009
	15815011
9	10815009
	10815011
10	15815013
	15815017
	15815015
11	10815013
	10815017
	10815015
12	10825003
	10825007
	10825001
	10825005
13	15825003
	15825007
	15825001
	15825005
14	15825011
	15825009
15	10825011
	10825009
16	15825014
	15825012
17	10825014
	10825012

Fig.AIII.3-Folha de calculo N°1.

Calculation of Number of Fasteners For the skin

Fasteners		
Material	2017T42	
Fsu	227,5	Mpa
Margin security	1,3	

Formule of calculation:

σ_{adm} = Tension Admissibel
F= Force
Sec.= Section

Elements	Force	Section	\emptyset		
			3,2	4,8	6,35
1	10.336N	45,431mm ²	6	3	2
2	31.428N	138,143mm ²	18	8	5
3	31.426N	138,137mm ²	18	8	5
4	28.345N	124,594mm ²	16	7	4
5	28.363N	124,671mm ²	16	7	4
6	3.736N	16,424mm ²	3	1	1
7	3.732N	16,406mm ²	3	1	1
8	3.286N	14,444mm ²	2	1	1
9	3.289N	14,458mm ²	2	1	1
10	8.652N	38,032mm ²	5	3	2
11	8.652N	38,032mm ²	5	3	2
12	1.174N	5,162mm ²	1	1	1
13	1.174N	5,162mm ²	1	1	1
14	2.200N	9,669mm ²	2	1	1
15	2.200N	9,668mm ²	2	1	1
16	3.213N	14,124mm ²	2	1	1
17	3.161N	13,894mm ²	2	1	1

Attention: The min. number of fasteners is two for each fitting.

Fig.AIII.4-Folha de calculo N°2.

Calculation of Number of Fasteners For the skin

Fasteners		
Material	2017T42	
Fsu	227,5	Mpa
Margin security	1,3	

Formule of calculation:

σ_{adm} = Tension Admissibel
F= Force
Sec.= Section

Elements	Force	Section	\emptyset		
			3,2	4,8	6,35
1	10.336N	45,431mm ²	6	3	2
2	31.428N	138,143mm ²	18	8	5
3	31.426N	138,137mm ²	18	8	5
4	28.345N	124,594mm ²	16	7	4
5	28.363N	124,671mm ²	16	7	4
6	3.736N	16,424mm ²	3	1	1
7	3.732N	16,406mm ²	3	1	1
8	3.286N	14,444mm ²	2	1	1
9	3.289N	14,458mm ²	2	1	1
10	8.652N	38,032mm ²	5	3	2
11	8.652N	38,032mm ²	5	3	2
12	1.174N	5,162mm ²	1	1	1
13	1.174N	5,162mm ²	1	1	1
14	2.200N	9,669mm ²	2	1	1
15	2.200N	9,668mm ²	2	1	1
16	3.213N	14,124mm ²	2	1	1
17	3.161N	13,894mm ²	2	1	1

Attention: The min. number of fasteners is two for each fitting.

Fig.AIII.5-Folha de calculo N°3.